

Trabajo Fin de Grado

**Grado de Ingeniería en
Tecnologías Industriales**

**Estudio y diseño del control de una
aeronave no tripulada**

MEMORIA

Febrero 2017

Autor:
Director:

Albert Hernando Rodríguez
Emilio Angulo Navarro



Escola Tècnica Superior
d'Enginyeria Industrial de Barcelona



Resumen

La tecnología de los drones, cuyo inicio tuvo lugar hace aproximadamente un siglo, ha ido incorporando nuevos automatismos con el paso del tiempo, cosa que le ha permitido estar presente en más campos de actuación; hasta el punto álgido que vive hoy en día. Actualmente pues, se pueden encontrar drones en muchas aplicaciones, que pueden ir desde tareas de rescate a la agricultura.

En este proyecto, se ha decidido centrar el estudio en una aplicación concreta de estas aeronaves, de tal forma que se ha querido diseñar un dron destinado a actividades de ocio con posibilidades de ser mejorado en un futuro, mediante la instalación de una cámara de vídeo o fotográfica.

En primer lugar, se han realizado una serie de simulaciones con el programa Microsoft Excel, para poder entender cada uno de los posibles movimientos o grados de libertad. Con esta información se pudo realizar el diseño del controlador para la estabilización del sistema. Por último, se han seleccionado y estudiado exhaustivamente los componentes electrónicos más adecuados a las necesidades de este proyecto que, se han ido integrando en la estructura del aparato. Esto deja el sistema listo para, en un futuro, poder realizar y programar un diseño electrónico del dron, dados los ajustados conocimientos actuales del autor en términos de programación.

Cabe destacar que este es un proyecto de aprendizaje, que ha servido al autor para reforzar los conceptos aprendidos durante el Grado y entrar con fuerza en el mundo de esta nueva tecnología. Otro aspecto importante, es la realización del proyecto en paralelo con Javier Jané Verdú, el cual, dado el carácter multidisciplinar del proyecto, se ha centrado en el estudio mecánico de la aeronave, completando así el estudio eléctrico-electrónico realizado por el autor de esta memoria.

Índice

RESUMEN	1
ÍNDICE	3
1 INTRODUCCIÓN	5
1.1 Objetivos del proyecto	5
1.2 Alcance del proyecto	5
1.3 Justificación	6
1.3.1 Justificación industrial	6
1.3.2 Motivación personal	6
2 ESTADO DEL ARTE	8
2.1 Historia	8
2.2 Estado comercial y aplicaciones	10
2.3 Tecnología	17
2.3.1 Métodos de control	17
2.3.2 <i>Inertial Measurement Unit</i>	18
3 ESPECIFICACIÓN	20
4 ANÁLISIS DEL FUNCIONAMIENTO DINÁMICO Y SIMULACIÓN DE UN DRON	21
4.1 Esquema general	21
4.2 Herramienta de simulación	21
4.3 Dinámica del sistema.	23
4.3.1 Coordenadas lineales	24
4.3.2 Coordenadas angulares	25
4.4 Control del sistema. Controlador PID	29
4.4.1 Primera alternativa	30
4.4.2 Segunda alternativa	33
4.5 Comportamiento motor-hélice	35
4.5.1 Empuje	37
4.5.2 Torsión	38
4.5.3 Corriente	39
4.6 Resultados de las simulaciones	40
4.6.1 Simulaciones de movimiento	41
4.6.2 Simulación del PID y selección de la mejor alternativa	47

5	DISEÑO CONCEPTUAL	50
5.1	Electrónica y potencia: estudio de alternativas	50
5.1.1	Subsistema de potencia: actuadores y alimentación	51
5.1.2	Subsistema de comunicación usuario-dron: radiocontrol	66
5.1.3	Subsistema de procesamiento de datos: placa de control	70
5.2	Solución final	74
6	PLANIFICACIÓN	75
7	ESTUDIO ECONÓMICO	76
8	IMPACTO AMBIENTAL	78
9	CONCLUSIONES	79
9.1	Mejoras futuras	80
	AGRADECIMIENTOS	81
	BIBLIOGRAFÍA	82
	Referencias bibliográficas	82
	Bibliografía complementaria	83
	ANEXO 1. DESARROLLO DE LAS ECUACIONES DINÁMICAS.	86
	ANEXO 2. RESULTADOS DE LAS PRUEBAS DE MOTORES.	88
	ANEXO 3. DETALLE DE LAS SIMULACIONES DEL PID	89
	ANEXO 4. SOFTWARE BLHELI SUITE.	90
	ANEXO 5. RELACIÓN DE LA AUTONOMÍA DE LOS MODELOS 1 Y 5 DE BATERÍA. PRUEBAS DE VUELO.	91
	ANEXO 6. NORMATIVA.	93
	ANEXO 7. MONTAJE Y PRODUCTO FINAL	94

1 Introducción

Desde sus inicios hasta la actualidad, ha ido incrementando el uso de estas aeronaves; siendo cada vez más accesibles a todos los públicos. Hoy en día, los drones se han convertido en dispositivos de vital importancia, gracias a sus aplicaciones en campos como los de la seguridad nacional, el cuidado de bosques y zonas protegidas o incluso, la sanidad. En este último aspecto, destaca el modelo Defikopter, presentado en la sección 2.3 de esta memoria.

1.1 Objetivos del proyecto

El objetivo de este proyecto, es el diseño de un dron cuadricóptero de aeromodelismo (esto es, destinado al ocio y entretenimiento), que entre con fuerza en el mercado. El producto final que se quiere obtener, está pensado para personas que no tengan mucha experiencia en el pilotaje de estas aeronaves.

Por ello, se pretende conseguir un producto con buenas cualidades de estabilización en el aire, con un presupuesto intermedio. Por otra parte, se pretende incorporar un sistema de selección de modos de vuelo, que restrinja las ayudas prestadas por el controlador diseñado, en función de las habilidades del piloto.

1.2 Alcance del proyecto

Este proyecto tiene un carácter multidisciplinar y, por ello, el autor de esta memoria se encarga del estudio a nivel eléctrico-electrónico del dron; mientras que el estudio mecánico queda a cargo de Javier Jané Verdú.

Una vez se comprendió la historia y el funcionamiento de los drones, se decidió no quedarse en un estudio meramente teórico, sino que se quiso ir más allá; diseñando un prototipo. Para ello se realizaron una serie de simulaciones con la ayuda del programa Microsoft Excel, con las cuales ayudaron a comprender todos los grados de libertad del dron y, permitieron encontrar un modelo de controlador que contribuiría a la estabilidad del sistema. La simulación realizada desprecia las fuerzas de rozamiento, debido a la dificultad asociada a la modelización de los coeficientes.

Inmediatamente después se empezó a realizar el diseño electrónico, aunque rápidamente se vio la gran dificultad que esto suponía para el autor, dados los ajustados conocimientos de éste en materia de programación. A más a más, vista la gran variedad de los componentes electrónicos de los drones en el mercado, se decidió hacer un estudio detallado de todos ellos, con el fin de poder escoger y adquirir las opciones disponibles que más se ajustaran a las especificaciones de este proyecto y, de este modo, dejar para realizar en un futuro el diseño electrónico y la programación de todo el sistema.

Con esto, se fueron integrando todos los componentes y se pudo realizar la construcción de un prototipo, lo que permitió hacer una serie de pruebas experimentales para determinar las constantes de funcionamiento del sistema y, poder comprobar el funcionamiento obtenido en las simulaciones. Es importante recalcar que, en términos de programación, se utilizará un sistema de control con un firmware preinstalado, el cual solo requiere la modificación de los parámetros.

1.3 Justificación

1.3.1 Justificación industrial

Los autores de este proyecto son contratados, como ingenieros, por una compañía dedicada al radiocontrol que, recientemente, ha mostrado su interés por entrar en el mercado de los drones y, rápidamente encarga a los nuevos ingenieros un estudio del estado del arte en este campo, con el posterior diseño de un prototipo, apto para actividades de ocio y con la posibilidad de instalar una cámara.

Partiendo de esta base, se realizan estudios a nivel mecánico y a nivel electrónico, donde se aprende el funcionamiento interno de un dron. A nivel electrónico, se determina la necesidad de un controlador del tipo PID, que calcule las acciones a aplicar sobre cada uno de los motores, con el fin de responder a las consignas del piloto. Desde un punto de vista mecánico, se ve la necesidad de construir una estructura resistente a los golpes y con altas propiedades aerodinámicas.

1.3.2 Motivación personal

El motivo fundamental para la realización de este proyecto, es la voluntad de entrar con fuerza en el mundo de los drones y aprender más sobre estas aeronaves. Como ya se ha comentado, este es un proyecto de aprendizaje fundamentalmente, donde se busca adquirir

los conocimientos básicos de esta tecnología para, en un futuro, seguir creciendo en este campo. Otro atractivo de este trabajo, fue el carácter multidisciplinar del proyecto y la posibilidad de realizarlo en paralelo con un compañero, complementando así la formación de ambos.

2 Estado del arte

El mundo de los UAV ('*Unmanned Aerial Vehicle*'), más popularmente conocidos como drones, empezó a dar sus primeros pasos a principios del siglo XX y hoy en día, sigue siendo uno de los campos más investigados y con una gran proyección de futuro.

2.1 Historia

El primer concepto relacionado con los drones surgió en el año 1849, cuando el ejército austríaco bombardeó la ciudad de Venecia, tal y como se aprecia en la *Figura 1*, mediante el uso de globos aerostáticos. Obviamente, esto no se asemeja a los drones en la forma en que se conocen hoy en día, puesto que carece de cualquier tipo de control del modelo; pero dio la primera idea sobre aeronaves sin tripulación a bordo, concepto que se desarrollaría más adelante. Un poco más tarde, en 1898, surgió la idea del reconocimiento aéreo, gracias a la instalación de cámaras en cometas, por parte del ejército de los Estados Unidos.

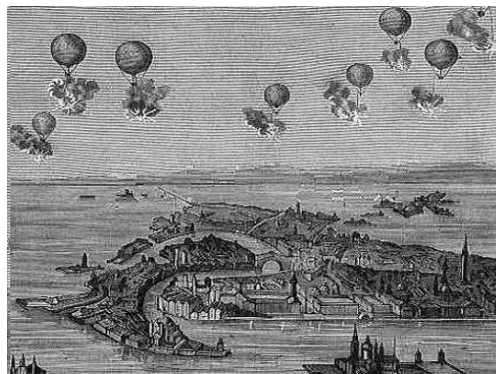


Figura 1. Bombardeo austríaco de la ciudad de Venecia. Fuente: www.eldrone.es.

La fabricación de las primeras aeronaves no tripuladas, sin embargo, tuvo que esperar a la segunda década del siglo XX, concretamente hasta el año 1916 cuando se desarrolló el *Aerial Target*, cómo artillería antiaérea. Como novedad, es necesario hacer hincapié en que este modelo constituyó la primera nave comandada por señales de radio.



Queda claro pues, que los primeros UAV, fueron *Figura 2. Aerial Target. Fuente: www.drones.uv.es.*

fabricados para la batalla. Más tarde, ese mismo año se desarrolló el *Hewitt-Sperry Automatic Plane*, donde la aeronave volaba a través de un recorrido preprogramado y luego descendía en vertical para estrellarse y estallar contra su objetivo.

Cabe destacar que el *Sperry Automatic Plane* fue el primero en incorporar la tecnología de estabilización mediante giroscopios, gracias a su precursor Elmer Ambrose Sperry. Esta tecnología, permitía que el UAV cayera sobre el punto exacto para el cual había estado programado.



Figura 3. Hewitt-Sperry Automatic Plane. Fuente: www.eldrone.es.

Debido a las carencias del radiocontrol, no fue hasta la Segunda Guerra Mundial cuando se volvieron a construir aeromodelos controlados a distancia. Entre 1934 y 1943, la Gran Bretaña diseñó el primer modelo el 'Queen Bee'. Simultáneamente, Estados Unidos desarrolló el FP4.



Queen bee:

Envergadura: 8,9 m

MTOW: 830 kg

Velocidad: 170 km/h

Motor: 104 kW Gipsy Major

Guiado: R/C

Figura 4. Queen Bee. Fuente: www.drones.uv.es.

Ya en los años 70 surge el concepto de las hélices horizontales que incorporan los multirrotores hoy en día, con la fabricación del helicóptero DASH, desarrollado por Estados Unidos, guiado por técnicas de radio y cuya misión era atacar a los submarinos enemigos.

2.2 Estado comercial y aplicaciones

Hoy en día es habitual encontrar un gran número de aeronaves no tripuladas disponibles, con infinidad de tipologías distintas en función del uso al cual estén destinadas. A continuación, para entrar un poco más en detalle dentro de este campo tecnológico y tomar consciencia de su amplio alcance, se va a hacer un análisis de todos ellos:

- Según su arquitectura se dividen en multirrotores, helicópteros o aeroplanos de ala fija:
 - multirrotores: se caracterizan por tener más de un motor, soliendo clasificarse según el número de rotores que incorporan (tricópteros, cuadricópteros...). Tienen una gran capacidad de estabilización en el aire. Sus hélices, configuradas horizontalmente, les permiten realizar despegues verticales.



Figura 5. Dron octocóptero. Fuente: www.tododrone.es.

- helicópteros: Tiene características similares al multirrotor. A diferencia de éstos, se componen de un motor que gira a revoluciones constantes y se estabilizan gracias al paso variable de sus hélices, lo que les confiere una mayor durabilidad de vuelo.



Figura 6. Helicóptero. Fuente: www.dronespain.pro.

- ala fija: Destaca por ser el más eficiente desde un punto de vista aerodinámico, hecho que le permite permanecer volando durante más tiempo. Por contraposición, no posee la capacidad de estabilización en el aire de un helicóptero o de un multirrotor, por lo que debe estar en movimiento constante; aparte de no poder realizar despegues verticales debido a su configuración, similar a la de un avión.



Figura 7. Dron de ala fija.

Fuente: www.dronespain.pro.

- Otra posible clasificación, se da en función del campo de aplicación para el cual hayan estado diseñados. En este aspecto, se encuentran modelos con fines militares, comerciales, lúdicos o de ocio y gubernamentales [1]:
 - **militar:** aeromodelos cuyo uso queda restringido a operaciones del ejército, como puedan ser operaciones de reconocimiento o combates armados. Suelen ser modelos de ala fija, debido a la necesidad de realizar operaciones que requieren de un largo tiempo de vuelo. Pueden usarse tanto para operaciones de reconocimiento como para el combate armado. A continuación, se presenta la *Tabla 1*, en qué se recogen algunos datos interesantes de varios de los modelos más conocidos.
 - **civil:** son los que se encuentran en el mercado y en función de la finalidad a la que se destinan se pueden subdividir en:
 - **comercial:** usados para cubrir las necesidades de aquellas empresas que los utilicen. Se pueden utilizar para realizar vídeos, cartografías, fotografías, entrega de paquetes, etc.
 - **aficionado:** se usan con fines lúdicos. Pueden destinarse a actividades como la fotografía aérea, el entretenimiento infantil o la grabación de vídeos.
 - **gobierno:** su finalidad es la de llevar a cabo tareas de reconocimiento, actividades de investigación y desarrollo, tratamientos aéreos, como el lanzamiento de agua para la extinción de incendios; publicidad aérea, rescates y vigilancia de fronteras.

En la *Tabla 2*, *Tabla 3* y *Tabla 4* se recogen varios modelos de uso civil:







Finalidad	Modelo	Imagen	Vuelo (h)	Precio (\$)	Alcance (km)	Fotografía y grabación	Telemetría	GPS	Velocidad máxima (km/h)	Peso (kg)	Carga Útil (kg)	Altura máxima (m)
Reconocimiento	RQ-11 Raven		1-1,5	34.000,00	10	Sí	Sí	Sí	81	1,9	-	4256
	Scan Eagle		15	-	-	Sí	Sí	Sí	129,6	12	6	5000
	MQ-1 Predator		24	-	740	Sí	Sí	Sí	218	407,1	204	7620
Armados	Hermes 450		17-20	2.000.000,00	300	Sí	Sí	Sí	176	550	180	5486
	Hermes 900		30-36	2.000.000,00	300	Sí	Sí	Sí	220	1180	350	9144
	MQ-9 Reaper		27	64.200.000,00	3022	Sí	Sí	Sí	370,4	2223	1701	15240

Tabla 1. Drones militares. Fuente: propia.






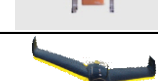





Finalidad	Modelo	Imagen	Vuelo (min)	Precio (\$)	Alcance (km)	Fotografía y grabación	Telemetría	GPS	Velocidad máxima (km/h)	Peso (Kg)	Carga Útil (kg)	Altura máxima (m)
Fotografía y grabación	Yuneec Tornado H920 Hexakopter GB603		24	5.000,00	2	Sí	Sí	Sí	40	4,99	-	-
	DJI inspire 1 PRO / RAW		15	6.199,00	5	Sí	Sí	Sí	64,8	3,4	-	-
	DJI phantom 4		28	1.360,00	5	Sí	Sí	Sí	72	1,38	-	-
Transporte de mercancías	Allied drones HL48 Chaos		10-20	20.000,00	20	No	No	Sí	48	1,4	6,8	-
	DHL parcelkopter 2.0		30	-	24	No	No	Sí	43	1,5	1,2	-
	Amazon Prime air		30	-	32	No	No	Sí	-	3	2,5	-
Agricultura	senseFly eBee Ag		55	25.000,00	-	Sí	No	Sí	110	1,1	-	-
	PrecisionHawk Lancaster		45	-	2	Sí	No	Sí	57,6	2,4	3,55	-
	Trimble UX5 Multispectral		-	-	5	Sí	No	Sí	80	2,5	-	-
	AGCO Solo		-	-	-	Sí	No	Sí	-	-	-	-
	DJI Farmer		-	-	-	Sí	No	Sí	-	-	-	-

Tabla 2. Drones comerciales. Fuente: propia.











Finalidad	Modelo	Imagen	Vuelo (min)	Precio (eur.)	Alcance (m)	Fotografía y grabación	Telemetría	GPS	Velocidad máxima (km/h)	Peso (g)	Carga Útil
Fotografía y grabación	AR Drone 2.0		12	300	50	Sí	No	Sí	18	420	
	Bebop 2		25	550	300	Sí	No	Sí	57,6	500	
	Karma Drone		20	870	1000	Sí	No	Sí	56	1006	Cámara GoPro
	DJI Mavic		27	1000	7000	Sí	No	Sí	65	743	
Competición	Walkera Runner 250		8-12	206	1000	Sí	No	No	40	530	
	Eachine Falcon 250 Pro		10	238	300	Sí	No	No	-	553	
	Nighthawk pro 280		-	235	-	Sí	No	No	-	440 (sin batería)	
Juguete	Hubsan H107C		7	40	100	Sí	No	No	-	50	
	Blade 180 QX HD		5-10	174	-	Sí	No	No	-	95	
	Eachine E010 Mini		5	15	60	No	No	No	-	22	

Tabla 3. Drones para aficionados. Fuente: propia.




Finalidad	Modelo	Imagen	Vuelo (h)	Precio (€)	Alcance (km)	Fotografía y grabación	Telemetría	GPS	Velocidad máxima (km/h)	Peso (kg)	Carga Útil (kg)	Altura máxima (m)
Vigilancia contra incendios y extinción	FT-Altea		4	2.700.000,00	-	Sí	Sí	Sí	150	80	-	-
	Nitrofirex		-	-	-	Sí	Sí	Sí	-	-	-	-
Tareas de rescate	Inda ALACRÁN RW10		2	-	30	Sí	Sí	Sí	65	15	10	-

Tabla 4. Drones gubernamentales. Fuente: propia.

Especial mención merece el dron Defikopter [2], desarrollado por un joven holandés de la compañía Definetz. Este dron, equipado con un desfibrilador, está pensado para actuar en caso de un ataque cardíaco y reducir, de este modo, el tiempo de espera que tarda en llegar una ambulancia.



Figura 8. Dron Defikopter. Fuente: www.infobae.com.

Este aparato puede alcanzar una velocidad de 100 km/h, con un radio de actuación de alrededor de 10 km. El modelo que se muestra en la *Figura 8*, cuenta con un sistema de localización GPS que le permite localizar el móvil de una persona en cuanto esta llama para pedir atención médica. También cuenta con una cámara y un micrófono incorporados que, permiten a la persona que este atendiendo al paciente, recibir instrucciones del personal médico en todo momento.

Otros drones muy interesantes, son los aplicados al campo de la agricultura, en la denominada agricultura de precisión, por ir equipados con cámaras multiespectrales [3]. Estas cámaras permiten la detección de bandas de frecuencia no visibles para el ojo humano, y así facilitar la detección de posibles enfermedades del cultivo, falta de riego...

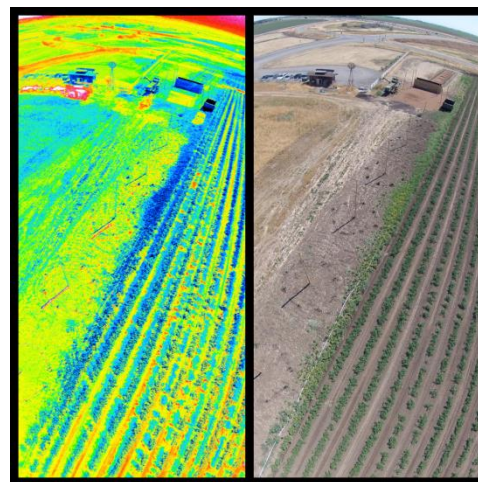


Figura 9. Camara multiespectral. Fuente: www.publiclab.org.

2.3 Tecnología

Otro aspecto a definir a la hora de acudir al mercado para adquirir un modelo, es el tipo de control que este tendrá.

2.3.1 Métodos de control

Según el método usado para controlar el estado y funcionamiento de estos aparatos, se pueden clasificar en:

- **autónomos:** el dron no tiene ningún plan de vuelo establecido, solo necesita la señal que recibe a través de sus sensores para guiarse. Un ejemplo de ello es el modelo de salvamento creado por DARPA (Agencia de Investigación de Proyectos Avanzados de Defensa de Estados Unidos).



Figura 10. Dron autónomo. Fuente: www.abc.es.

- **monitorizados:** el aparato dirige su propio plan de vuelo, siempre bajo la supervisión de una persona que controla las informaciones recibidas por el dron y, en algún caso, puede decidir qué acción debe llevar a cabo la aeronave. Los drones destinados a la vigilancia antiincendios son de este tipo.
- **preprogramados:** el dron sigue un plan de vuelo que ha sido diseñado previamente, y no puede variarse. Unos ejemplos de ello son los usados recientemente por la empresa Amazon para la entrega de pedidos, controlados por GPS.
- **controlados remotamente:** se necesita un operador humano que realice el pilotaje mediante radiocontrol. Los drones usados para ocio y entretenimiento son, en general de este tipo.

2.3.2 Inertial Measurement Unit

Otra posible clasificación de UAV ('*Unmanned Aerial Vehicle*'), se puede establecer según la información del entorno que nos permiten obtener. Para ello, estos van equipados con una Unidad de Medición Inercial (IMU), que incorpora distintos sensores.

Éstos se basan en la tecnología, *Micro-Electro-Mechanical Systems*, también conocida como MEMS, que se centra en la fabricación de dispositivos tales como sensores y actuadores mediante técnicas de microfabricación[4].

Algunos de los más usados son:

- **acelerómetro:** da el valor de la aceleración en los 3 ejes. Su principio de funcionamiento está en el efecto piezoeléctrico. Están formados por una masa y un material piezoeléctrico de tal forma que, cuando el sensor detecta una aceleración, esta masa ejerce una fuerza sobre el cuerpo; obteniéndose así una diferencia de potencial.

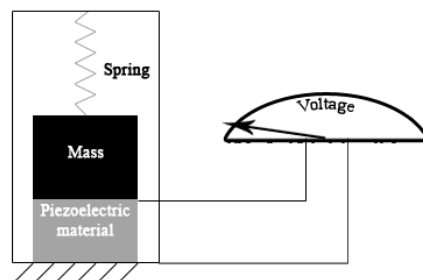


Figura 11. Esquema interno de un acelerómetro piezoeléctrico. Fuente: www.coolab.uhm.es

Este dispositivo expresa la aceleración en función de la gravedad, de tal forma que si se ubica horizontalmente, retornará un valor de 1g para el eje perpendicular a él.

- **giroscopio:** este sensor mide la velocidad angular en cada uno de los ejes. Su funcionamiento se basa en las vibraciones de un plano oscilador, provocadas por las denominadas Fuerzas Inerciales de Coriolis. Estas fuerzas se deben al

movimiento de un cuerpo en una referencia no galileana, es decir, con aceleración no nula.

- **magnetómetro:** comúnmente denominado brújula, retorna la orientación del dron. Su funcionamiento se basa en la detección del campo magnético terrestre y su expresión en una base solidaria al sensor, de tal forma que permite obtener la orientación de este respecto a los polos terrestres.
- **sonar:** estos sensores permiten detectar la distancia al obstáculo más cercano, de ahí su utilidad para volar en espacios cerrados. Se basan en la emisión de una onda de ultrasonidos y la medición del tiempo entre que esta es emitida y recibida.

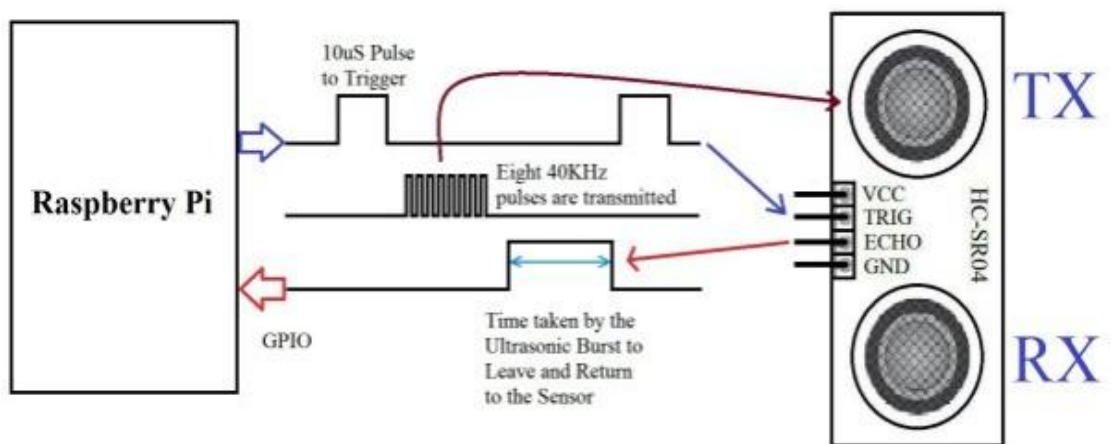


Figura 12. Principio de funcionamiento de un sensor ultrasónico. Fuente: www.projects-raspberry.com.

3 Especificación

El producto final de este proyecto, debe cumplir las siguientes especificaciones:

- presupuesto intermedio (200€).
- posibilidad de mejorar componentes en un futuro o añadir una cámara (modular).
- facilidad de encontrar piezas de repuesto sin utilizar conectores propietarios.

Por otra parte, está dirigido a personas con poca experiencia en el vuelo de drones o que justamente se inician en esta materia.

A continuación, se presenta una tabla con los objetivos que se intentarán cumplir en cada uno de los criterios especificados, juntamente con el límite máximo que se aceptaría.

Especificaciones	Objetivo	Límite
Dimensiones		
- Anchura/longitud (cm)	25	50
- Altura (cm)	5	10
Altura máxima de vuelo (m)	150	50
Alcance radio (m)	200	150
Peso (kg)	0,5	1
Máx. peso de carga (kg)	0,2	0,1
NºRotores	4	4
Canales control	7	5
Aplicaciones	Aeromodelismo, fotografía y grabación	Aeromodelismo
Máximo tiempo de vuelo (min.)	15	10
Velocidad máxima (km/h)	50	30
Precio (€)	200	300

Tabla 5. Especificaciones a cumplir por el producto final. Fuente: propia.

4 Análisis del funcionamiento dinámico y simulación de un dron

4.1 Esquema general

En esta sección, se va a llevar a cabo la simulación y el control de los distintos grados de libertad del sistema de estudio. Para ello, la metodología a seguir se basa en la *Figura 13*, presentada en la página siguiente.

4.2 Herramienta de simulación

Para realizar esta simulación, como se comenta en el alcance del trabajo, se han despreciado las fuerzas de fricción recibidas por el sistema de estudio, debido a la dificultad de modelización de los coeficientes de rozamiento. Por otra parte, se supone una masa del modelo de 500 gramos.

En este caso, puede sorprender la elección del programa Microsoft Excel para realizar la simulación, en lugar de algún otro software con posibilidad de parametrizar los coeficientes de fricción del dron con el aire, como Matlab o Simulink. Esto fue como petición expresa del director del proyecto porque, debido a la simplicidad del programa, resulta mucho más inteligible y se consideró más oportuno para esta ocasión, dejando así para futuras ampliaciones el estudio del sistema con algún software con el que poder determinar estos parámetros.

En la *Figura 13* pueden distinguirse los bloques correspondientes a los motores, el bloque del simulador y el del controlador PID, donde el segundo determina las variables de posición, velocidad y aceleración del sistema a partir de las fuerzas y momentos ejercidos por los motores, mientras que el tercero aplica un algoritmo tal que encuentra las nuevas velocidades que estabilizarán el sistema.

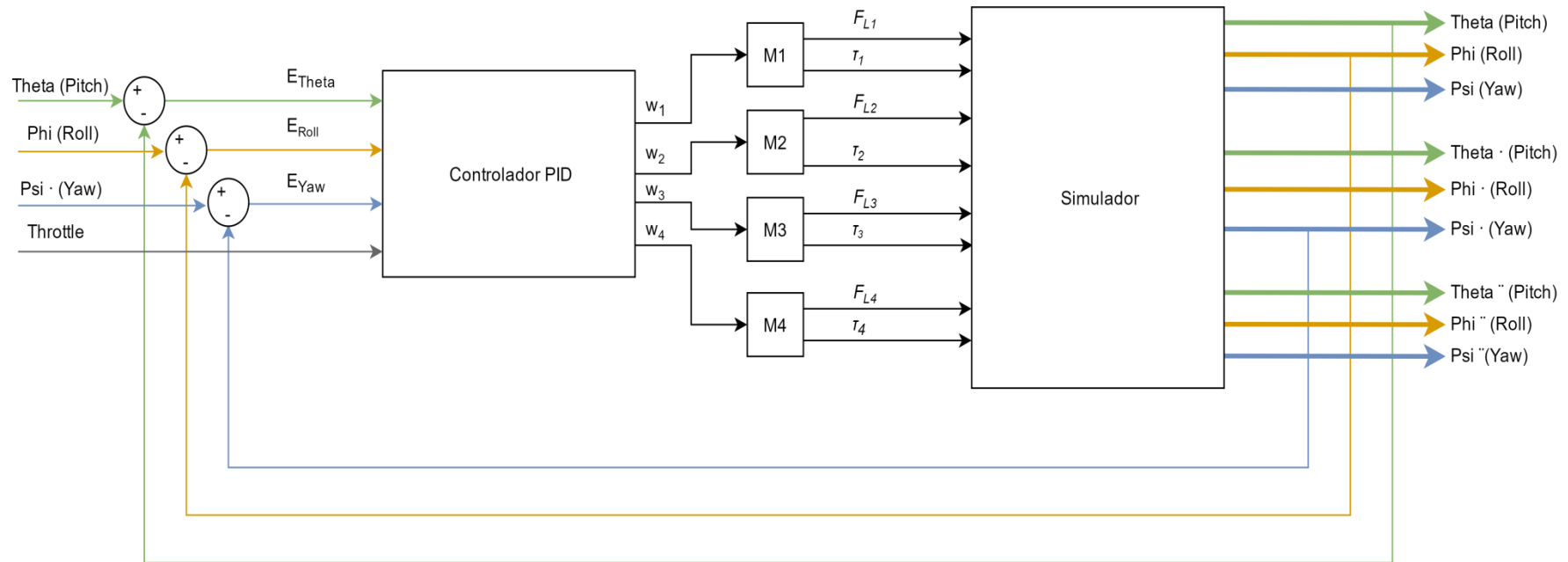


Figura 13. Diagrama de bloques del proceso de simulación. Fuente: propia.

4.3 Dinámica del sistema.

El movimiento que describe un dron es algo complejo de explicar matemáticamente, puesto que se deben controlar un gran número de variables mediante las velocidades de los motores. En esta sección se hará un estudio detallado del movimiento del cuadricóptero en el espacio, en función de las consignas que le lleguen (entendiendo por consigna aquellas variables de control, es decir, las velocidades de los *motores*). Para ello se describirán las rotaciones en el espacio mediante los ángulos de *Euler* (cabeceo, alabeo y guiñada), utilizados para la orientación de cuerpos en el espacio, a partir de ahora referidos como *pitch* (θ), *roll* (ϕ) y *yaw* (ψ).

Para facilitar este proceso, se han numerado los motores y se ha establecido la siguiente base, fija al cuerpo de estudio:

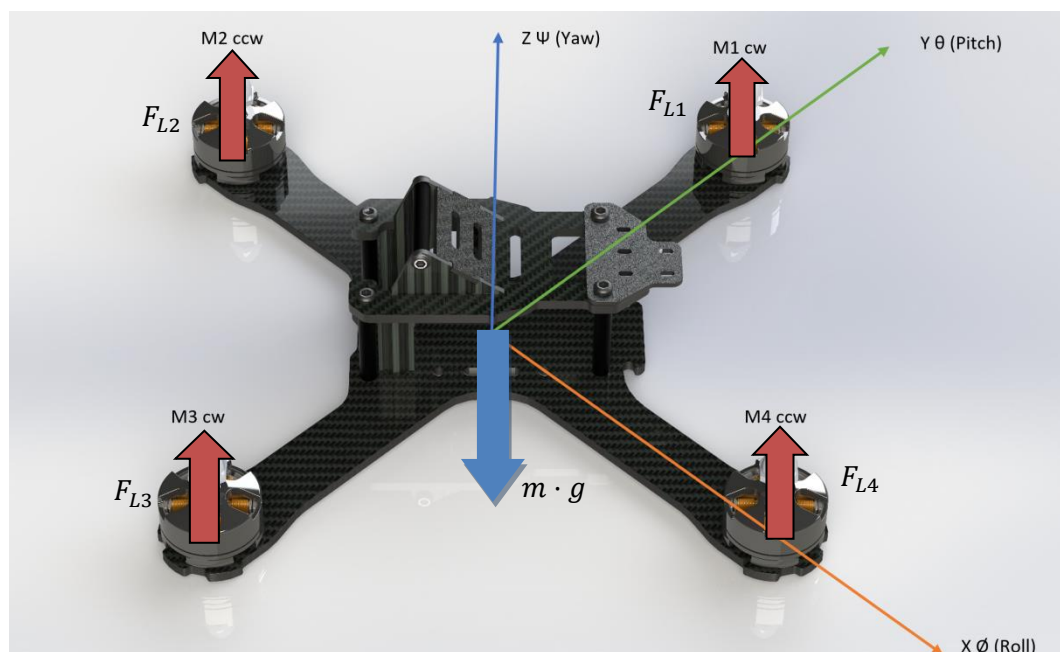


Figura 14. Base de estudio. Fuente: propia.

4.3.1 Coordenadas lineales

En primer lugar, es necesario establecer la expresión de la fuerza perpendicular al plano formado por los 4 brazos de la estructura, generada en los motores que aparece en la *Figura 14*:

$$F_L = \sum_{i=1}^4 F_{Li} = \sum_{i=1}^4 K_L \cdot \omega_i^2 \quad (\text{Ec.1})$$

Donde K_L , es una constante propia de éstos, cuyo valor se determinará más adelante, en este cuarto capítulo.

Para encontrar las ecuaciones de movimiento del sistema, se precisa aplicar el Teorema de la Cantidad de Movimiento o 2ª Ley de Newton en una referencia fija a la Tierra, definido como:

$$\sum F_{ext} = m \cdot a \quad (\text{Ec. 2})$$

Como se ha comentado, el vector que describe las fuerzas de empuje es perpendicular al cuerpo del dron, por tanto, puede adoptar cualquier orientación en el espacio. De este modo, se le aplicarán las 3 rotaciones de Euler [5], como se detalla en el primer capítulo del anexo, obteniéndose el vector F_{LT} :

$$R_X^\phi = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos \phi & -\sin \phi \\ 0 & \sin \phi & \cos \phi \end{bmatrix} \quad R_Y^\theta = \begin{bmatrix} \cos \theta & 0 & \sin \theta \\ 0 & 1 & 0 \\ -\sin \theta & 0 & \cos \theta \end{bmatrix} \quad R_Z^\Psi = \begin{bmatrix} \cos \Psi & -\sin \Psi & 0 \\ \sin \Psi & \cos \Psi & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}$$

(Ecs. 3, 4 y 5)

$$\bar{F}_{LT} = \begin{bmatrix} F_L \cdot (\sin \theta \cdot \cos \Psi \cdot \cos \phi + \sin \Psi \cdot \sin \phi) \\ F_L \cdot (\sin \Psi \cdot \sin \theta \cdot \cos \phi - \sin \phi \cdot \cos \Psi) \\ F_L \cdot \cos \phi \cdot \cos \theta \end{bmatrix} \quad (\text{Ec. 6})$$

Después de relacionar la ecuación 6 con la 2, se obtienen las expresiones diferenciales que describen el movimiento en las coordenadas lineales:

$$\begin{aligned} \ddot{x} &= \frac{F_L}{m} \cdot (\sin \theta \cdot \cos \Psi \cdot \cos \phi + \sin \Psi \cdot \sin \phi) & \ddot{y} &= -\frac{F_L}{m} \cdot (\sin \phi \cdot \cos \Psi - \sin \Psi \cdot \sin \theta \cdot \cos \phi) \\ \ddot{z} &= \frac{F_L}{m} \cdot (\cos \phi \cdot \cos \theta) - g \end{aligned} \quad (\text{Ecs 7, 8 y 9})$$

Estas ecuaciones dependen de la orientación del dron. Será necesario pues, encontrar las ecuaciones dinámicas de las coordenadas angulares para definir completamente el sistema.

4.3.2 Coordenadas angulares

Estas rotaciones están expresadas en una referencia fija al dron o, lo que es lo mismo, un sistema no inercial, por tanto, es necesario aplicar las fuerzas ficticias asociadas a la referencia no inercial o, lo que sería lo mismo, a la referencia con aceleración no nula. Por ello, se aplican las ecuaciones dinámicas de Euler para un sólido rígido [6]:

$$I \cdot \ddot{\beta} + \dot{\beta} \wedge (I \cdot \dot{\beta}) = \Sigma M_{ext}(G) \longrightarrow \ddot{\beta} = \frac{\tau_i}{I_i} - \frac{I_j - I_k}{I_i} \cdot \dot{\beta}_j \cdot \dot{\beta}_k \quad (\text{Ec.10})$$

$$\text{Donde } \dot{\beta} = \begin{bmatrix} a \\ b \\ c \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & -\sin \Theta \\ 0 & \cos \Theta & \sin \phi \cdot \cos \Theta \\ 0 & -\sin \phi & \cos \phi \cdot \cos \Theta \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\Theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix}, \quad I = \begin{bmatrix} I_{xx} & 0 & 0 \\ 0 & I_{yy} & 0 \\ 0 & 0 & I_{zz} \end{bmatrix} \quad (\text{Ec.11})$$

$\dot{\beta}$ es el vector velocidad angular del cuerpo de estudio

De este modo, se llega a las siguientes expresiones:

$$\ddot{\beta}_i = \frac{d \cdot (F_{L1} - F_{L3})}{I_{xx}} - \frac{(I_{yy} - I_{zz})}{I_{xx}} \cdot b \cdot c \quad (\text{Ec. 12})$$

$$\ddot{\beta}_j = \frac{d \cdot (F_{L2} - F_{L4})}{I_{yy}} - \frac{(I_{zz} - I_{xx})}{I_{yy}} \cdot a \cdot c \quad (\text{Ec. 13})$$

$$\ddot{\beta}_k = \frac{(\tau_1 - \tau_2 + \tau_3 - \tau_4)}{I_{zz}} - \frac{(I_{xx} - I_{yy})}{I_{zz}} \cdot a \cdot b \quad (\text{Ec. 14})$$

A continuación, se van a deducir las ecuaciones de movimientos angulares simples (solo se varia un componente angular al mismo tiempo, por tanto, se anula la aportación de los otros dos a cada rotación). Por ejemplo, en el estudio de la rotación en el eje de roll, los componentes b y c del vector velocidad angular ($\dot{\beta}$) se anularán. Esto se hace debido a que para la simulación se estudiará cada movimiento por separado.

4.3.2.1 Movimientos de pitch y roll

Estas rotaciones se consideran de forma distinta al movimiento de yaw, ya que generan una translación.

- **Roll:** Una variación angular en esta coordenada, generará una translación en el eje y. De la aplicación del equilibrio de momentos sobre el eje de giro del roll, se ve como las únicas fuerzas a tener en cuenta son la fuerza de sustentación provocada por los motores 1 y 3.

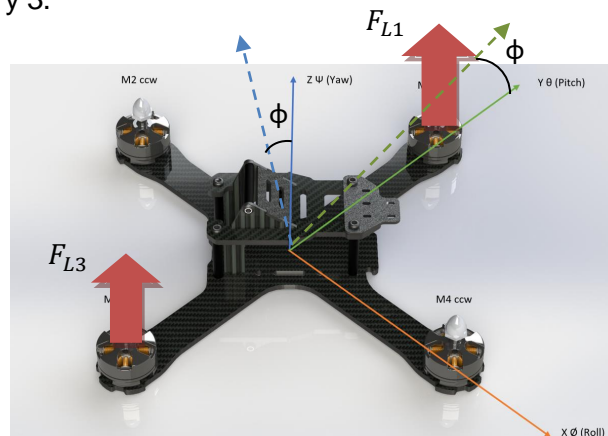


Figura 15. Rotación en el eje de roll. Fuente: propia.

Así pues, se llega a la siguiente ecuación:

$$\ddot{\phi} = \frac{d \cdot (F_{L1} - F_{L3})}{I_{xx}} \quad (\text{Ec.15})$$

Y, combinándola con la Ec.1, se obtiene:

$$\ddot{\phi} = \frac{d \cdot K_L \cdot (\omega_1^2 - \omega_3^2)}{I_{xx}} \quad (\text{Ec.16})$$

De esta manera, en función de si un motor produce más sustentación que el otro, el aeromodelo se desplazará hacia el sentido donde esta fuerza sea máxima. Por ejemplo, según la base estudiada, un aumento de ϕ , genera un desplazamiento negativo en el eje y o de pitch.

- **Pitch:** Se estudia de manera análoga al roll. Igualmente se aplica el balance de momentos, aunque esta vez se hace en el eje donde están situados los motores 1 y 3.

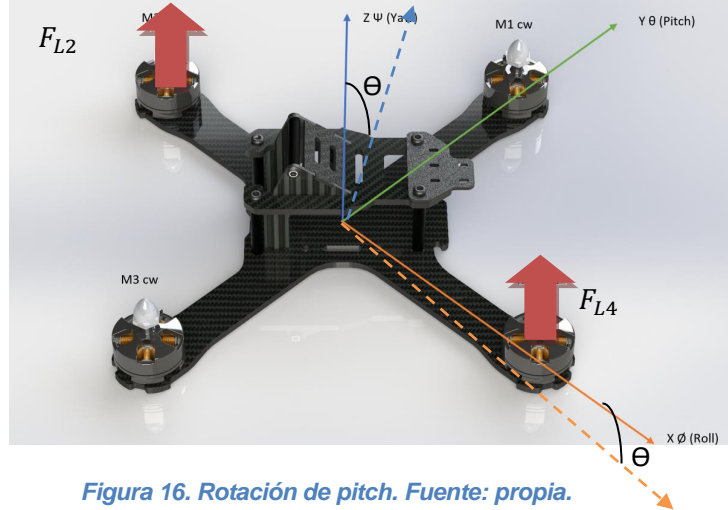


Figura 16. Rotación de pitch. Fuente: propia.

Por tanto, ya se ve que la única diferencia, en términos de cálculo, será la sustitución de las fuerzas generadas en los propulsores 1 y 3 por las que se deben a la acción de los motores 2 y 4. Así pues, se obtiene la siguiente expresión:

$$\ddot{\theta} = \frac{d \cdot (F_{L2} - F_{L4})}{I_{yy}} \quad (\text{Ec.17})$$

Del mismo modo, combinándola con la ecuación 1, se obtiene:

$$\ddot{\theta} = \frac{d \cdot K_L \cdot (\omega_z^2 - \omega_4^2)}{I_{yy}} \quad (\text{Ec.18})$$

4.3.2.2 Movimiento de yaw

La rotación de yaw hace que el dron gire sobre su mismo eje, perpendicular al plano formado por sus 4 brazos. Según el balance de momentos, aplicado en el eje del yaw, se tiene que al girar los 4 motores, estos generaran un par que debe ser compensado mediante una rotación generada en el centro de gravedad del dron, para cumplir así la ley de equilibrio de momentos ($\sum M_{ext}=0$).



Figura 17. Equilibrio de momentos en el eje de yaw. Fuente: www.districtia.com.

Del párrafo anterior y de la *Figura 17*, se desprende la necesidad de tener 2 actuadores girando en sentido horario y 2 en antihorario (en el caso del prototipo que se ha construido en este proyecto, los propulsores 1 y 3 giran en el sentido de las agujas del reloj, mientras que los otros dos giran en sentido opuesto). También se deduce que, a diferencia de las rotaciones de pitch y roll, la variación del ángulo de yaw se ve afectada por la acción de los 4 actuadores, de tal forma que, aplicando el TMC sobre el eje vertical, se tiene:

$$\ddot{\psi} = \frac{(\tau_1 - \tau_2 + \tau_3 - \tau_4)}{I_{zz}} \quad (\text{Ec.19})$$

Para obtener la expresión del movimiento de yaw en función de las velocidades angulares, es necesario relacionar el par motor generado con esta última magnitud:

$$\tau_i = K_{drag} \cdot \omega_i^2 \quad (\text{Ec. 20})$$

Donde la constante K_{drag} o constante de torsión, se obtiene a partir de las pruebas

experimentales que se realizarán con los motores, al final del presente capítulo. Así pues, relacionando las ecuaciones 16 y 17, se obtiene:

$$\ddot{\Psi} = \frac{K_{drag} \cdot (\omega_1^2 - \omega_2^2 + \omega_3^2 - \omega_4^2)}{I_{zz}} \quad (\text{Ec.21})$$

Estas son las ecuaciones que representan la dinámica del conjunto formado por los motores y el simulador donde, para obtener las variables de velocidad y posición angular, se realiza la integral respecto del tiempo, siguiendo el método de integración por rectángulos:

$$\dot{s}_i = \dot{s}_{i-1} + \ddot{s}_i \cdot \Delta t \quad (\text{Ec. 22})$$

$$s_i = s_{i-1} + \dot{s}_i \cdot \Delta t \quad (\text{Ec. 23})$$

4.4 Control del sistema. Controlador PID

Una vez ya se conocen detalladamente todos los movimientos del dron, es momento de diseñar el controlador que se encarga de asegurar la estabilidad en el vuelo. Para ello, el dron dispone de tres controladores PID, uno para cada movimiento angular: roll, pitch y yaw.

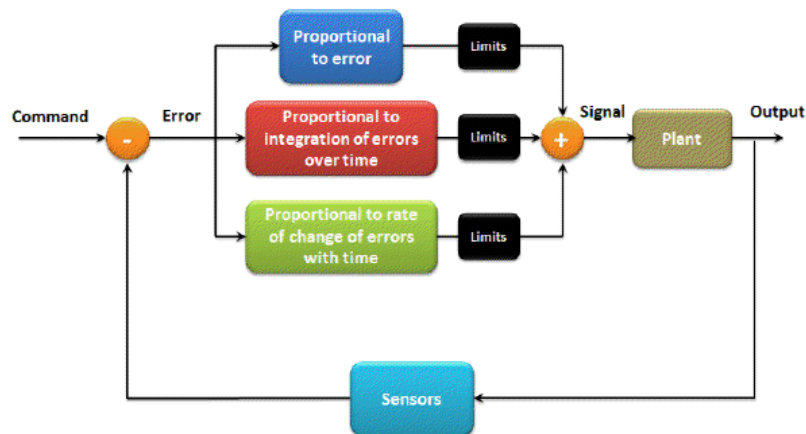


Figura 18. Esquema del control PID. Fuente: www.autoquad.org.

Para realizar este estudio, se han tenido en cuenta dos posibles alternativas: el estudio del sistema del control con la base anteriormente descrita o, como segunda opción, se plantea cambiar dicha base por una con los ejes de pitch y roll desplazados 45 grados en sentido positivo del yaw (antihorario).

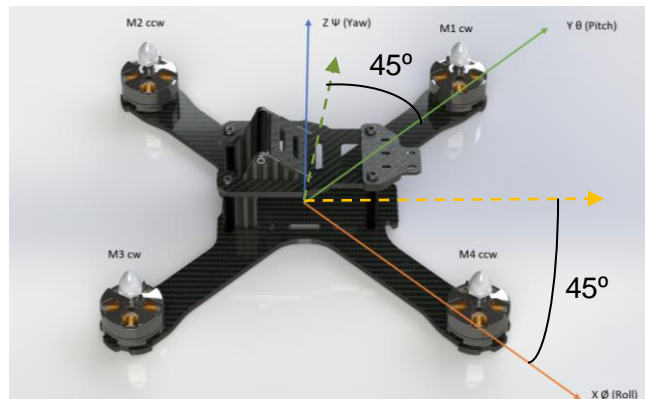


Figura 19. Alternativas estudiadas. Fuente: propia.

4.4.1 Primera alternativa

Roll y pitch

El controlador a diseñar, debe encargarse de aplicar la misma variación de velocidad (negativa en un caso y positiva en el otro), respecto a la de sustentación en los motores correspondientes, con el fin de no perder la estabilidad en el aire.

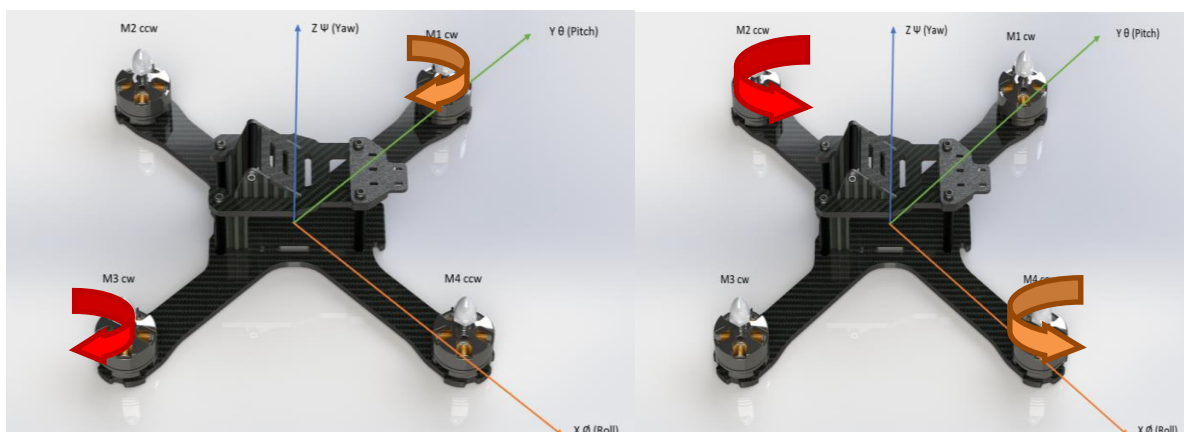


Figura 20. Acción de control sobre los ángulos de roll (izquierda) y pitch (derecha). Fuente: propia.

Yaw

Se debe aplicar la misma variación de velocidad a los 4 motores, aumentando así las revoluciones de dos de los actuadores y disminuyendo las opuestas. Cabe recordar que, por las razones que se han expuesto en el apartado 4.3.2.2, los motores giran en sentidos opuestos (de tal forma que 2 giran hacia un lado y 2 hacia el contrario). Así pues, partiendo de la aplicación del TMC en el centro de gravedad, si se quiere que el dron gire en sentido horario, se necesita que el controlador aumente la rapidez de los motores que giran en antihorario.

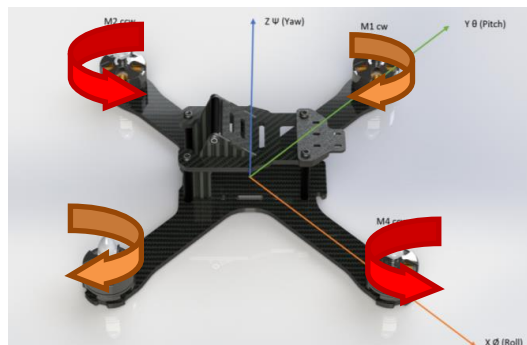


Figura 21. Acción de control sobre el ángulo de yaw. Fuente: propia.

Esquema de control de la primera versión:

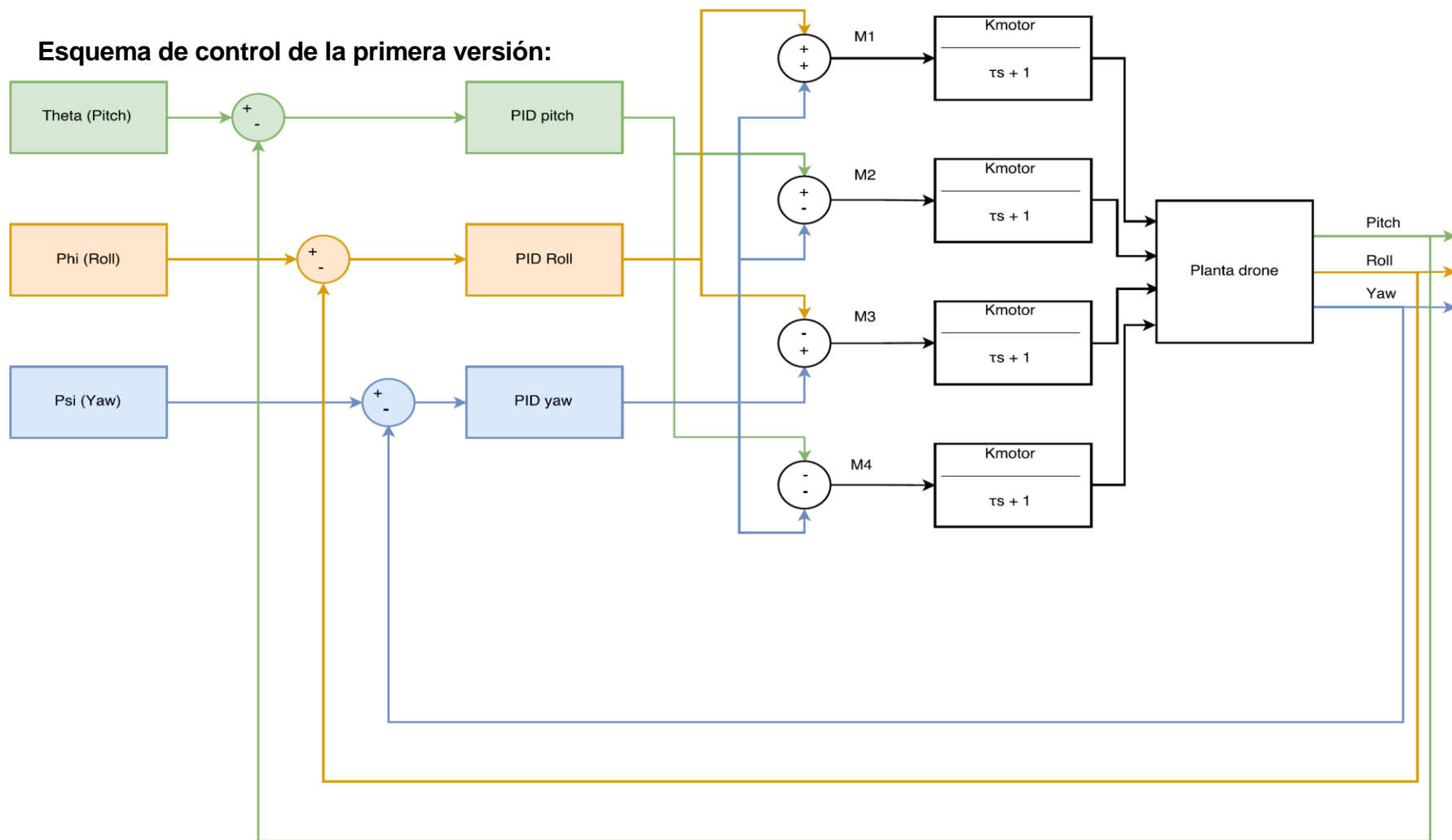


Figura 22. Esquema de control de la primera alternativa. Fuente: propia

4.4.2 Segunda alternativa

En este segundo caso, se tiene que el ángulo de yaw tendrá el mismo valor en todo momento que el modelo de estudio anterior, debido a que el eje de giro de esta coordenada angular mantiene la misma orientación; de modo que el controlador a diseñar para este grado de libertad será el mismo. Por otra parte, en el caso del pitch y del roll se tiene un escenario distinto en el que, tanto para uno como para otro, intervienen los cuatro motores:

Roll:

Para actuar sobre el ángulo de roll, se debe actuar aumentando la velocidad de los motores 1 y 2 y disminuyendo la de 3 y 4, en caso de que se quiera obtener una inclinación positiva:

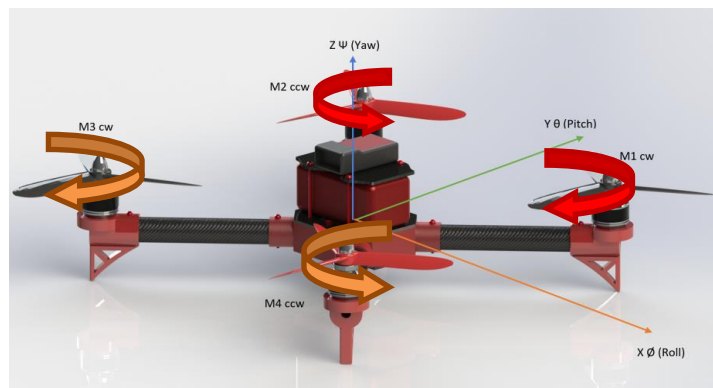


Figura 23. Acción de control sobre el ángulo de roll para la segunda alternativa. Fuente: propia

Pitch:

Respecto al ángulo de pitch, se debe proceder a aumentar la velocidad de 2 y 3, disminuyendo la de 1 y 4, para obtener una variación positiva de la coordenada angular:

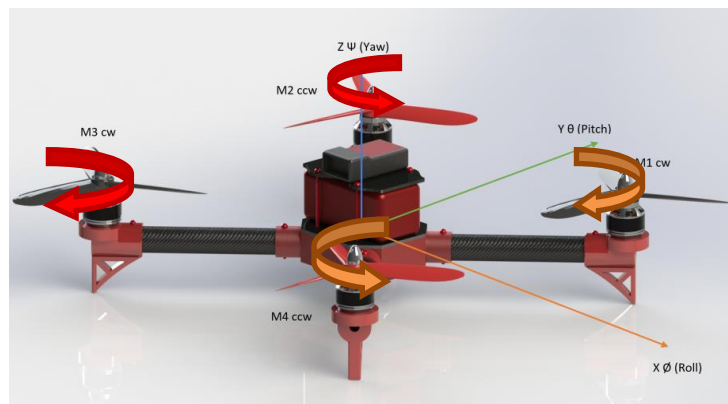


Figura 24. Acción de control sobre el ángulo de pitch para la segunda alternativa. Fuente: propia

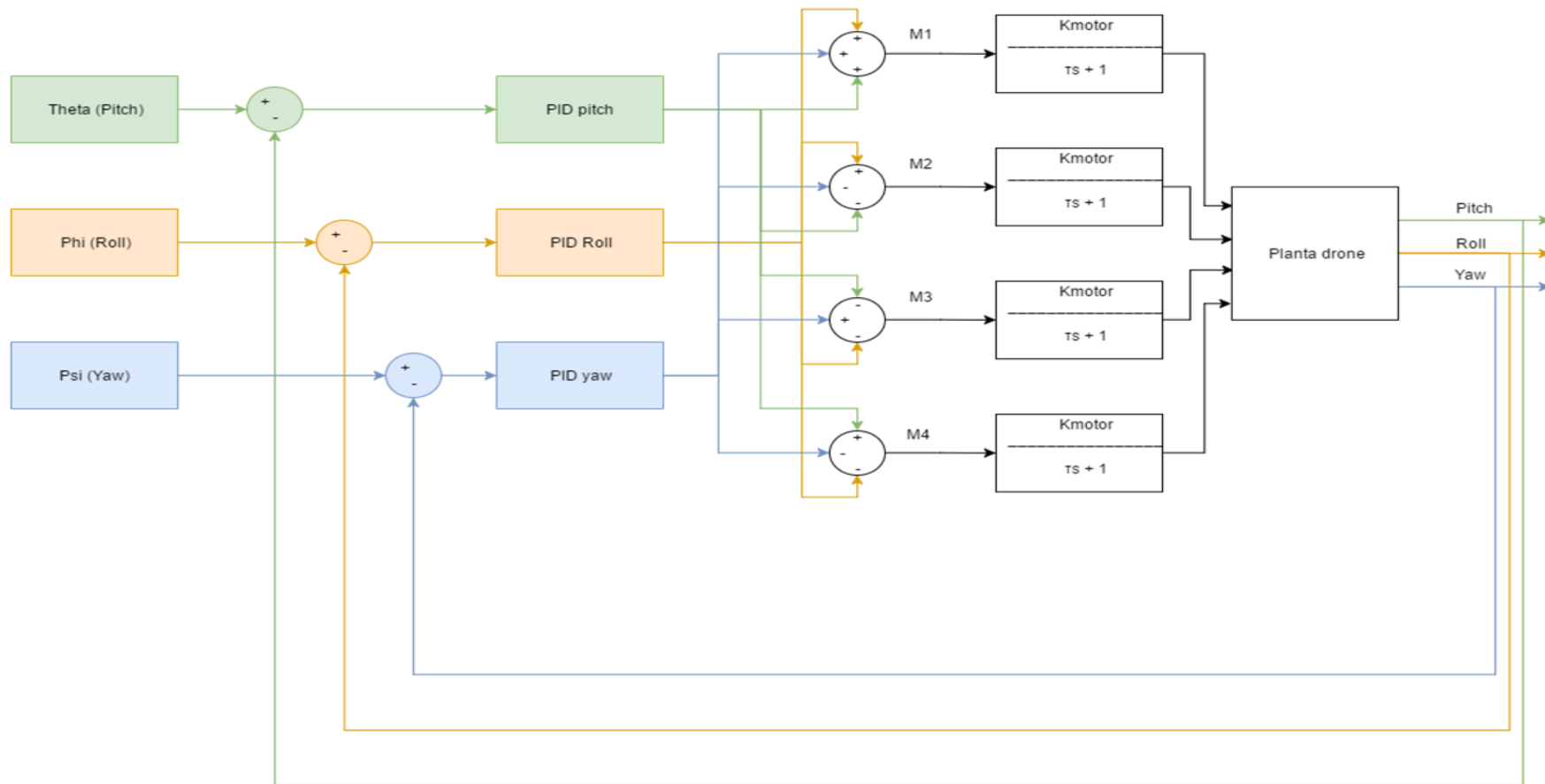
Esquema de control de la segunda alternativa:

Figura 25. Esquema de control de la segunda alternativa. Fuente: propia.

De la *Figura 22* y de la *Figura 25*, se desprende como cada controlador debe trabajar con cada una de las 3 consignas que manda el piloto:

- roll: ángulo girado en el eje x.
- pitch: ángulo girado en y.
- yaw: velocidad de giro en z.

Presentadas las alternativas del control del sistema, el siguiente paso es ajustar las acciones de cada controlador, mediante el uso del programa Microsoft Excel. Antes, es necesario recalcar los conceptos asociados a cada una de ellas.

La acción proporcional tiene en cuenta el error entre el valor deseado y la respuesta obtenida:

$$Error = Consigna - Valor Actual \quad (Ec. 24)$$

La integral contempla la integración del error respecto al tiempo, con el objetivo de reducir el error en estado estacionario al máximo:

$$Int. Error = Int. Error_{t-1} + Error_t \cdot \Delta t \quad (Ec. 25)$$

Por último, la acción derivativa se encarga de amortiguar la respuesta del sistema, calculando la derivada del error respecto al tiempo:

$$Der. Error = \frac{Error_{t-1} - Error_t}{\Delta t} \quad (Ec. 26)$$

Ya está todo preparado para realizar la simulación, a falta del modelado de los motores, por tanto, a continuación, se van a estudiar los propulsores del dron.

4.5 Comportamiento motor-hélice

Como paso previo a la realización de las simulaciones, es necesario determinar las constantes asociadas al comportamiento del motor, como K_L y K_{drag} (citadas anteriormente). Para ello, se han hecho mediciones de empuje, intensidad de corriente y par; cuyos resultados se recogen en el segundo capítulo del anexo. Se han utilizado, como se explicará detalladamente en el siguiente capítulo, un motor sin escobillas y una hélice tripala de 5 pulgadas de diámetro y 4 pulgadas de paso de la hélice.

Antes de empezar, hay que determinar la relación entre las velocidades de los motores y las consignas que se imponen mediante el software *Betaflight*. Este es el software que, posteriormente se utilizará para fijar los valores de los controladores del dron.

El valor de la consigna se puede fijar entre 1000 y 2000. Para evitar llegar a la velocidad máxima y no molestar a los compañeros que estaban trabajando en el laboratorio, se decide realizar la lectura de velocidad empleando valores desde 1200 a 1500, con intervalos de 50.

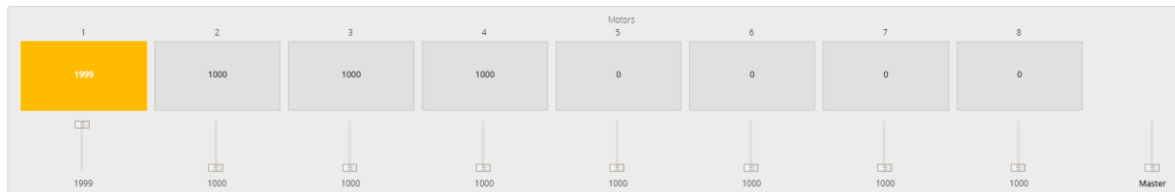


Figura 26. Detalle de las consignas de velocidad impuestas a los motores con el software Betaflight.
Fuente: propia

La velocidad de giro del motor, se determina mediante una sonda estroboscópica. Este es un aparato que emite destellos de luz a una frecuencia conocida. En un momento dado, se llega a tener la impresión de que la hélice está parada y, la frecuencia que se obtiene en ese instante, es la frecuencia de giro del motor. Durante este experimento, se pintó de negro una de las palas de la hélice, evitando así posibles confusiones.

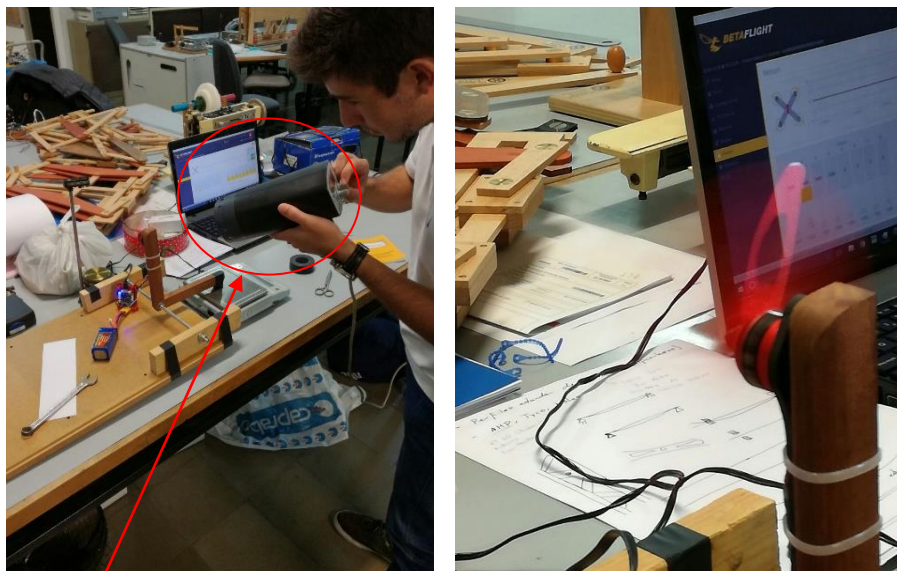


Figura 27. Medición de la velocidad del motor. Fuente: propia

Sonda estroboscópica

A partir de aquí, se obtienen los siguientes resultados:

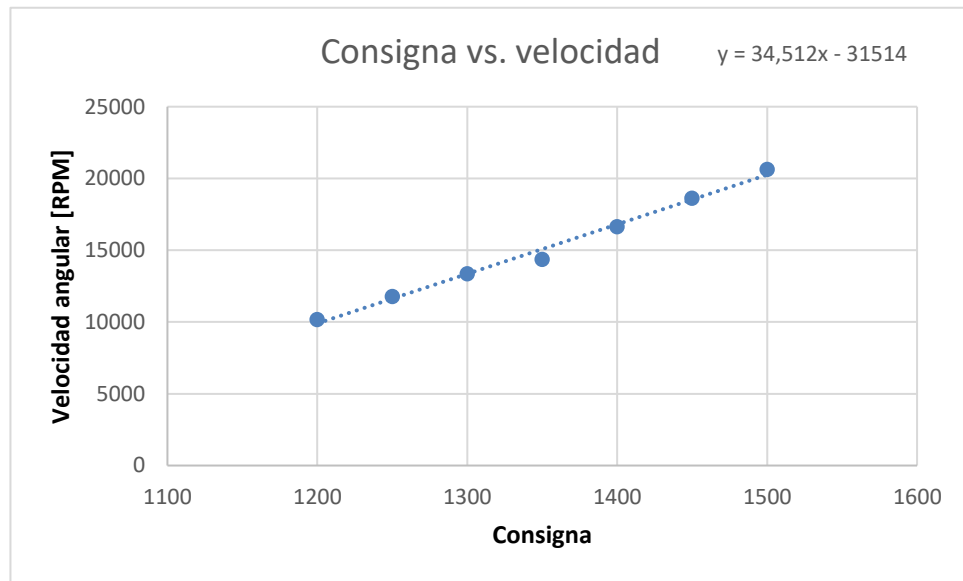


Figura 28. Relación consigna-velocidad de los motores. Fuente: propia

Por tanto, se determina una relación lineal entre la consigna aplicada y la velocidad, descrita mediante la ecuación obtenida de la regresión lineal de la *Figura 28*. Ahora que ya se pueden encontrar las velocidades para las distintas consignas, se empezará con las pruebas de motores. No obstante, cabe hacer hincapié en que estas velocidades están obtenidas con la batería cargada y pueden variar si el nivel de carga disminuye significativamente.

4.5.1 Empuje

Con esta prueba se determina el valor de K_L , que relaciona la velocidad de giro del motor con la fuerza efectuada por la hélice en dirección perpendicular al plano del dron:

$$F_L = K_L \cdot \omega^2 \quad (\text{Ec. 27})$$

Para realizar esta prueba, se requiere el uso de una báscula y una estructura para fijar el conjunto motor-hélice. Así pues, se usa un montaje (*Figura 29*) que permite situar la hélice lejos de una báscula, para evitar que el contacto directo del aire propulsado hacia abajo por la hélice con la báscula, pueda provocar errores en las medidas.

Más tarde se repitió la prueba, cubriéndose la báscula por completo y así evitar cualquier tipo de flujo de aire, por pequeño que sea. La carcasa con la que se cubre la báscula, se fija al suelo y se le hace un agujero lo bastante grande para evitar la fricción con el eje vertical.

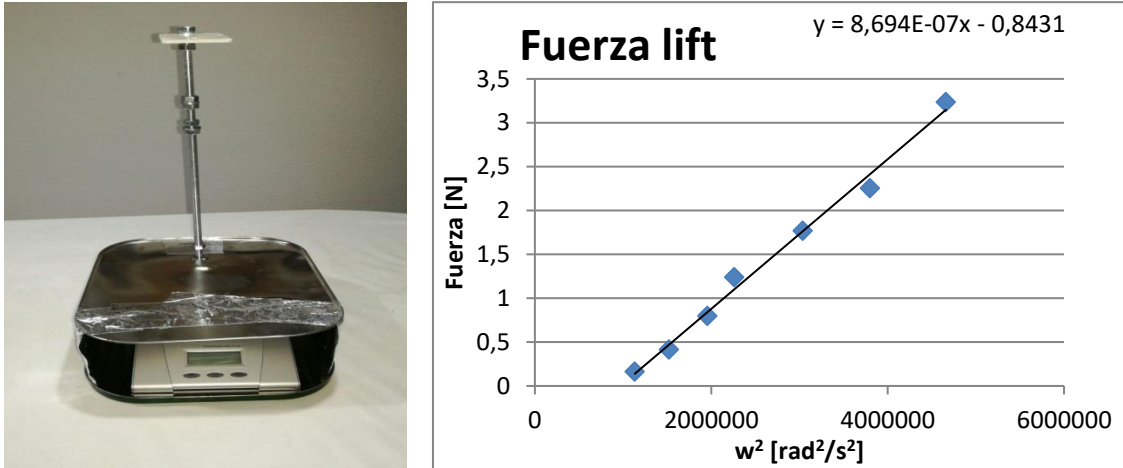


Figura 29. Determinación de la constante de empuje. Fuente: propia

Con esto, se obtienen los siguientes resultados:

De la *Figura 29*, se obtiene $K_L = 8,694E - 07 \frac{N \cdot s^2}{rad^2}$. La constante de 0,8431 N se debe al valor inapreciable de la F_L hasta las 9.400 rpm. El régimen de trabajo habitual del dron, oscilará entre 10.000 y 20.000 rpm aproximadamente. Por otra parte, se ha determinado el empuje máximo, de un valor aproximado de 7,75N.

4.5.2 Torsión

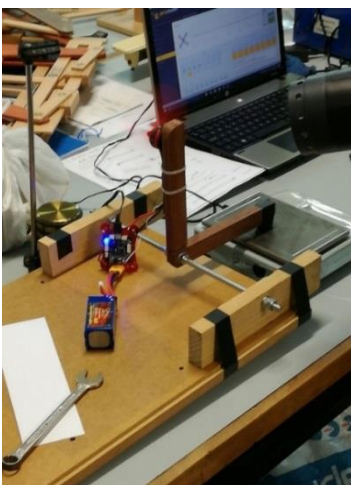


Figura 30. Medición del par motor. Fuente: propia.

Con este montaje, se determinará K_{drag} , que relaciona la velocidad de giro del motor con el par ejercido por este:

$$\tau = K_{drag} \cdot \omega^2 \quad (\text{Ec. 28})$$

Para esta prueba, se usa un mecanismo giratorio respecto a un eje rígido, que permita calcular el par motor. De este modo pues, se utiliza el dispositivo de la *Figura 30* y una báscula, la cual permite determinar el par. Una vez realizado el montaje,

se vio que los valores obtenidos en la báscula eran muy pequeños en relación a la prueba de empuje, por tanto, se decide utilizar una báscula de alta resolución. La prueba tuvo que realizarse una segunda vez, sin usar la sonda estroboscópica y aprovechando la relación consigna-velocidad previamente obtenida, para evitar que el flujo de aire reflejado por la sonda, afectará a las mediciones de la báscula. Por último, se añadió vaselina al eje metálico roscado para reducir al máximo las fricciones.

Los resultados obtenidos son los siguientes:

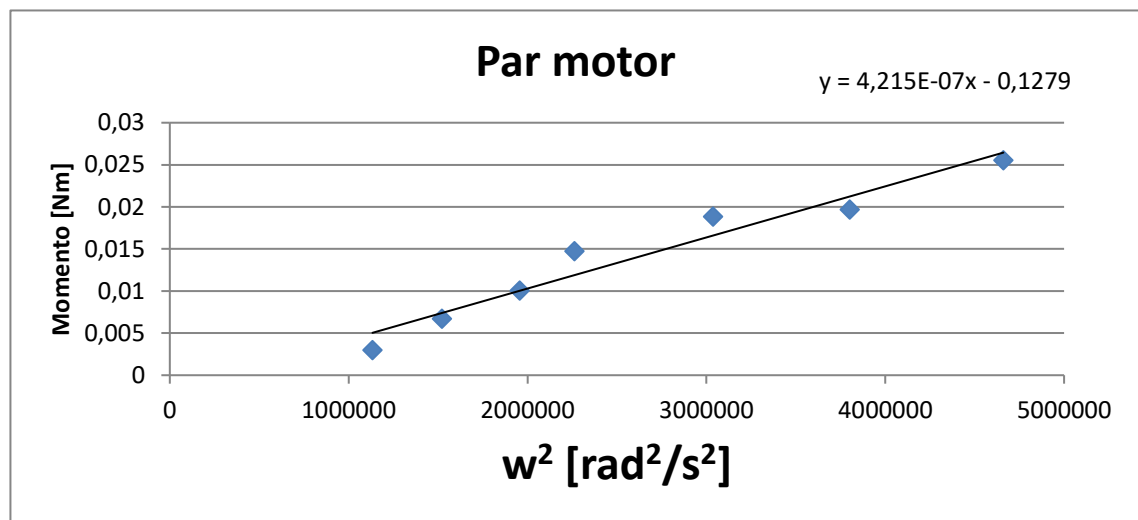


Figura 31. Determinación de la constante torsional. Fuente: propia.

A partir de la *Figura 31*, se obtiene $K_{\text{drag}} = 4,215E-07 \frac{N \cdot m \cdot s^2}{rad^2}$. Del mismo modo que para el empuje, la recta de regresión no cruza por el origen, ya que el par motor a bajas revoluciones es mínimo. Esta es la constante que se utiliza para determinar el movimiento de yaw:

4.5.3 Corriente

En este experimento se pretende encontrar la relación entre la intensidad de corriente y el cuadrado de las velocidades angulares:

$$I = K_I \cdot \omega^2 \quad (\text{Ec. 29})$$

Para ello se reutiliza el montaje que se ha usado



Figura 32. Montaje para realizar la medición del corriente. Fuente: propia.

para medir el par motor. Además, se colocan una pinza amperimétrica y un voltímetro para medir el voltaje de la batería y así obtener información para posteriormente calcular el tiempo de vuelo. Se debe recalcar que la tensión no es perfectamente continua y depende tanto del nivel de carga como de la intensidad suministrada al motor. En este experimento se obtiene el valor máximo de intensidad de 26,5 A, comentado en el apartado de selección de baterías.

Con esto, se obtiene la relación que se refleja en la *Figura 33*, donde la constante K_I , que relaciona el cuadrado de la velocidad angular con la corriente, tiene un valor de $1,848\text{E-}06 \frac{\text{A} \cdot \text{s}^2}{\text{rad}^2}$. Del mismo modo que en los casos anteriores, se tiene que, para bajas revoluciones, la intensidad será inapreciable.

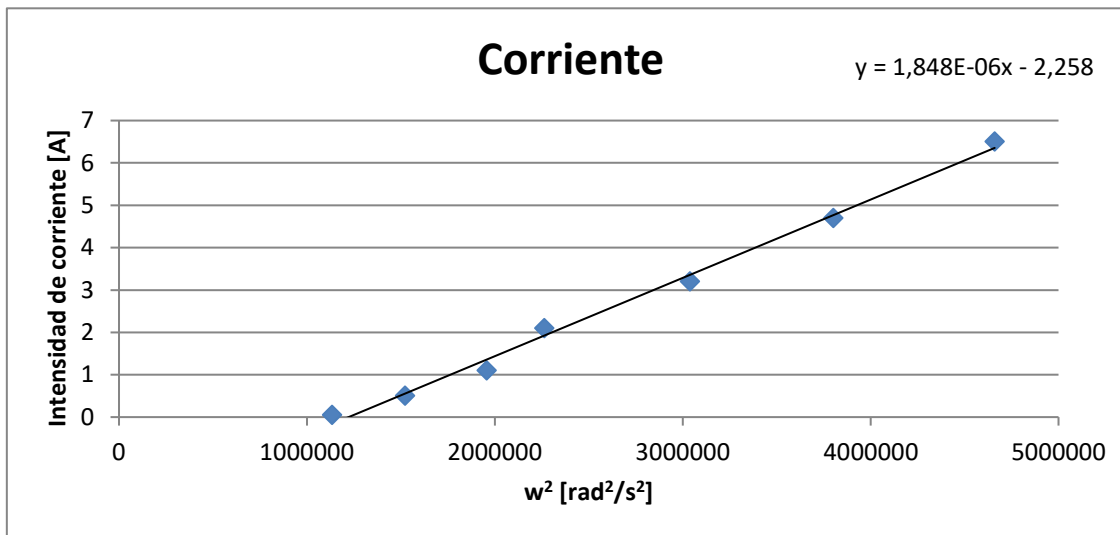


Figura 33. Determinación de la constante de corriente. Fuente: propia.

4.6 Resultados de las simulaciones

Una vez determinadas las constantes asociadas a los motores, es momento de llevar a cabo las simulaciones. En primer lugar, se calcula una velocidad, tal que si se aplica a los 4 motores, permite el equilibrio del dron cuando este se encuentra en una posición paralela al suelo; referida como velocidad de sustentación. Sobre esta magnitud se han realizado pequeñas variaciones en cada experimento. Esto se ha hecho con el fin de simplificar el estudio (es necesario recordar que se ha supuesto una masa de 500g):

$$\sum_{i=1}^4 K_L \cdot \omega_{sust,i}^2 = m \cdot g \longrightarrow \omega_{sustentación} = 1187,63 \text{ rad/s} \quad (\text{Ec. 30})$$

4.6.1 Simulaciones de movimiento

Seguidamente se muestran varios ejemplos de los procedimientos utilizados, con los resultados obtenidos:

- escalón de la aceleración en z:

Tramo	Tiempo (s)	Entradas				$z\ddot{\cdot}$ (m/s ²)
		w1 (rad/s)	w2 (rad/s)	w3 (rad/s)	w4 (rad/s)	
	0	0	0	0	0	
1	(0-0,75]	1200	1200	1200	1200	0,2055
2	(0,75-1,5]	1175	1175	1175	1175	-0,2055

Tabla 6. Velocidades usadas para simular el movimiento en z. Fuente: propia

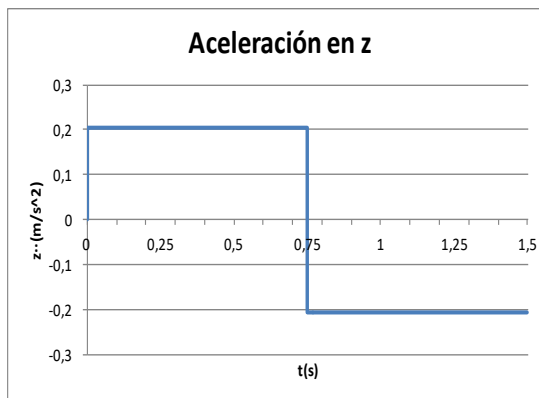


Figura 34. Aceleración en z. Fuente: propia.

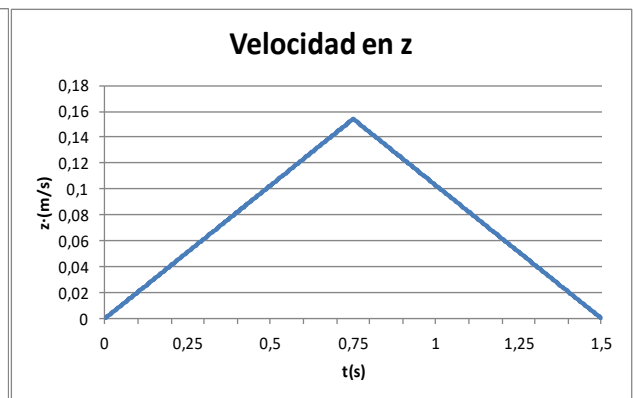


Figura 35. Velocidad en z. Fuente: propia.

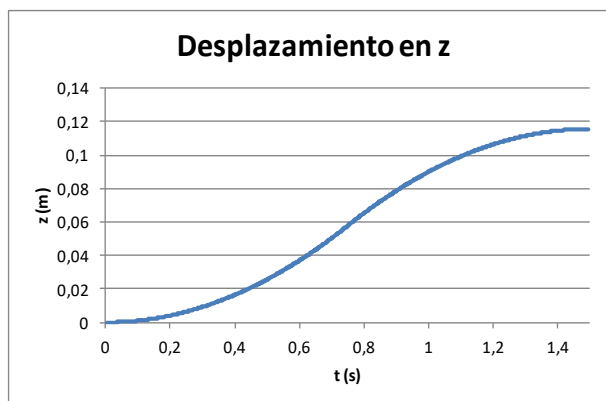


Figura 36. Posición en el eje z. Fuente: propia.

El objetivo de estas gráficas es visualizar como un cambio en forma de escalón de las velocidades angulares, afecta a la coordenada espacial en el eje z, junto con sus derivadas. En este caso, se introduce como consigna un escalón de velocidades angulares, estando en el primer tramo por encima de $\omega_{sustentación}$, por lo que z aumentará y por debajo en el segundo, por lo que tendrá un cambio de tendencia.

- giro en roll: en este caso, se van a incorporar las gráficas del desplazamiento en y, que ayudarán a entender la evolución del sistema.

Tramo	Tiempo (s)	Entradas			
		w1 (rad/s)	w2 (rad/s)	w3 (rad/s)	w4 (rad/s)
	0	0	0	0	0
1	(0-0,75]	1190	1187,63	1185	1187,63
2	(0,75-2,25]	1185	1187,63	1190	1187,63
3	(2,25-3]	1190	1187,63	1185	1187,63

Tabla 7. Velocidades para la simulación del giro en roll. Fuente: propia.

Dada una entrada escalón en las variables de velocidad angular que afectan a este ángulo, se tendrá una evolución positiva del valor angular de roll donde $\omega_1 > \omega_3$ (tramo 1 para el caso estudiado), mientras que el cambio de signo de $\ddot{\phi}$ en el segundo tramo sugiere un punto de inflexión, de tal forma que se invertirá la tendencia de la respuesta (ϕ). Por contrario, en el tercer y último tramo se volverá a describir una curva con la misma tendencia que en el primero.

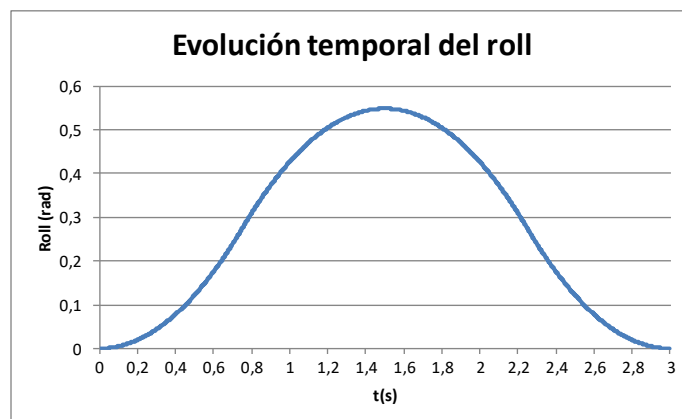


Figura 37. Ángulo de roll. Fuente: propia.

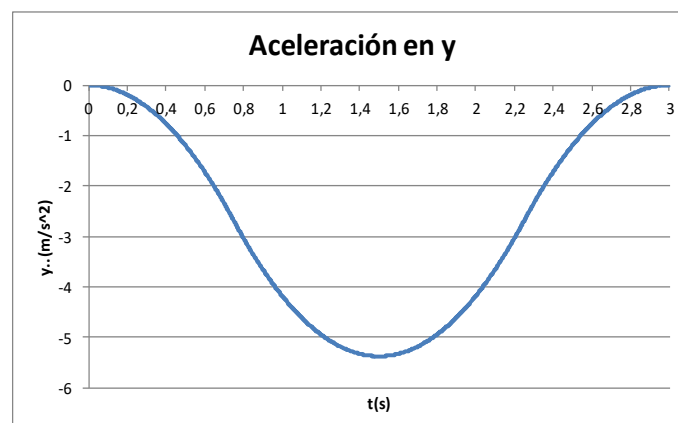


Figura 38. Aceleración en el eje y. Fuente: propia.

y, seguirá una evolución parecida a la del roll, pero de signo cambiado. Integrando esta curva, se obtiene la variación de velocidad y, haciendo lo propio, la evolución temporal de esta variable.

Por otra parte, se comprueba que un aumento del valor del roll implica un desplazamiento en el eje y negativo, cosa que se puede prever aplicando la regla de la mano derecha en la Figura 14.

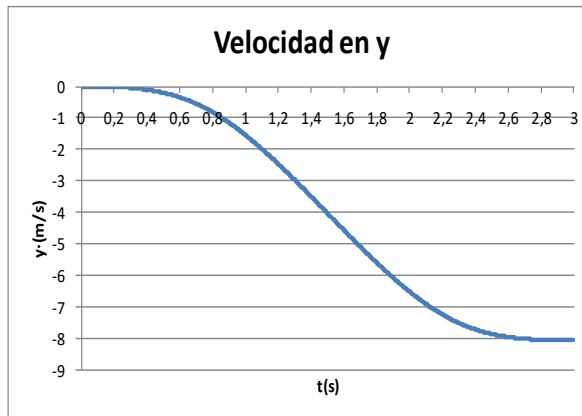


Figura 39. Velocidad en y. Fuente: propia.

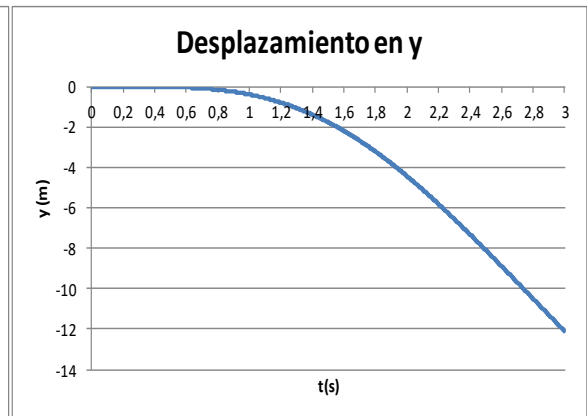


Figura 40. Desplazamiento en el eje y. Fuente: propia.

- giro en pitch: este movimiento es similar al de roll, pero la translación producida será positiva en el eje x. Análogamente pues, se incorporan las gráficas de desplazamiento, velocidad y aceleración en x.

Tramo	Tiempo (s)	Entradas			
		w1 (rad/s)	w2 (rad/s)	w3 (rad/s)	w4 (rad/s)
	0	0	0	0	0
1	(0-0,75]	1187,63	1190	1187,63	1185
2	(0,75-2,25]	1187,63	1185	1187,63	1190
3	(2,25-3]	1187,63	1190	1187,63	1185

Tabla 8. Velocidades para la simulación del giro en el eje de pitch. Fuente: propia.

En este caso, se observa una evolución similar a la del caso anterior, ya que las consignas de velocidad propuestas, generan un escalón idéntico en la variable de aceleración angular.

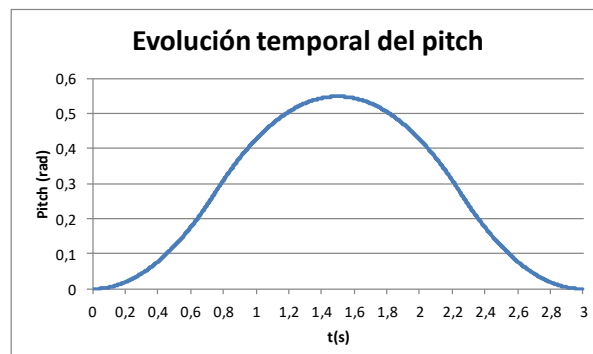


Figura 41. Simulación del ángulo de pitch. Fuente: propia.

Siguiendo la metodología utilizada para el caso del roll, una vez se ha logrado obtener la evolución de la coordenada angular, es fácil ver cómo evoluciona el sistema en el eje x de coordenadas cartesianas.

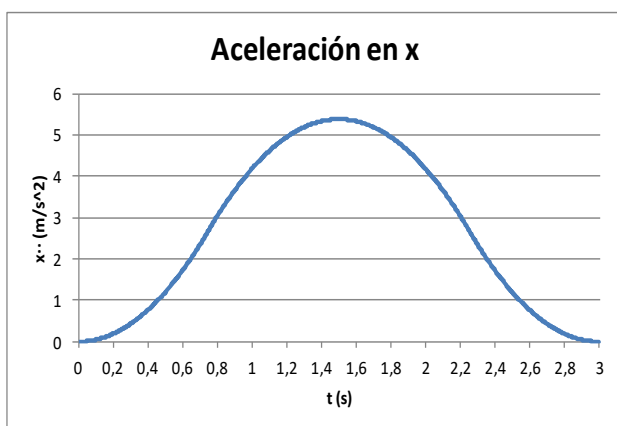


Figura 42. Aceleración en x Fuente: propia.

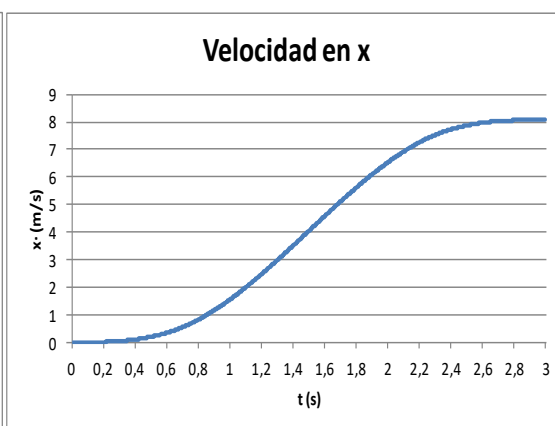


Figura 43. Velocidad en x. Fuente: propia.

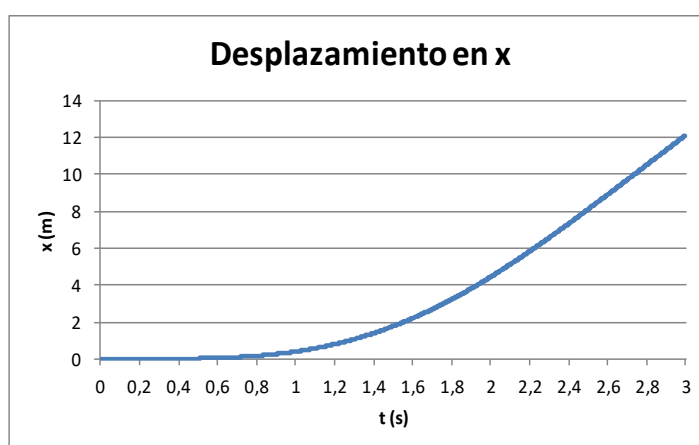


Figura 44. Evolución del dron en el eje x tras un giro de pitch. Fuente: propia.

- giro en yaw: Como ya se ha dicho, un incremento o decremento de esta coordenada no va ligado a una translación en el plano horizontal.

De la aplicación del TMC, comentado en el apartado 4.3.2, y analizando la *Figura 17* se desprende que, si se quiere obtener una variación positiva del yaw, se necesita que el dron gire en sentido inverso a las agujas del reloj y, para anular el sumatorio de momentos, se ha de conseguir que $\omega_1, \omega_3 > \omega_2, \omega_4$.



Figura 45. Compensación de momentos en el eje de yaw. Fuente: www.distria.com

A continuación, para simplificar, se hará un análisis del caso más simple (caso en qué $\omega_1 = \omega_3$ y $\omega_2 = \omega_4$).

Tramo	Tiempo (s)	Entradas			
		w1 (rad/s)	w2 (rad/s)	w3 (rad/s)	w4 (rad/s)
	0	0	0	0	0
1	(0-0,75]	1190	1187,63	1190	1187,63
2	(0,75-2,25]	1195	1187,63	1195	1187,63
3	(2,25-3]	1125	1187,63	1125	1187,63

Tabla 9. Relación de velocidades utilizadas para la simulación de yaw. Fuente: propia.

Se puede observar como la velocidad media baja por debajo del nivel de la sustentación en el tercer tramo estudiado, cosa que hace prever una deceleración en z , y una inversión en la tendencia de esta coordenada.



Figura 46. Simulación del ángulo de yaw. Fuente:

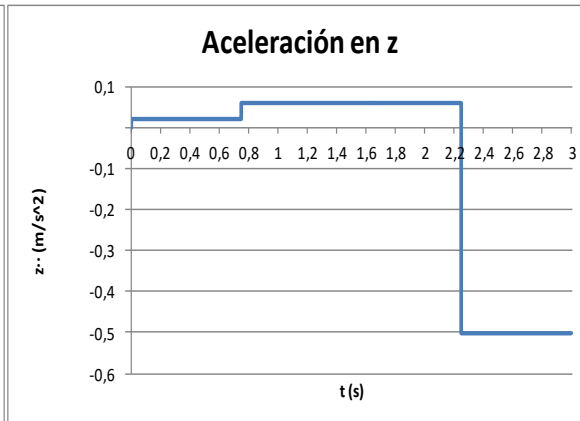


Figura 47. Aceleración en z, debida a la acción en el eje de yaw. Fuente: propia.

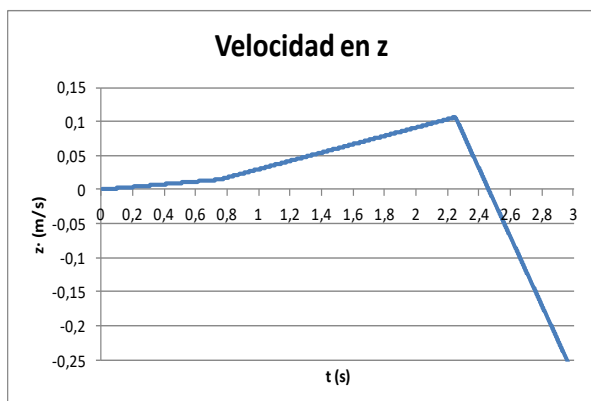


Figura 48. Velocidad en z. Fuente: propia.

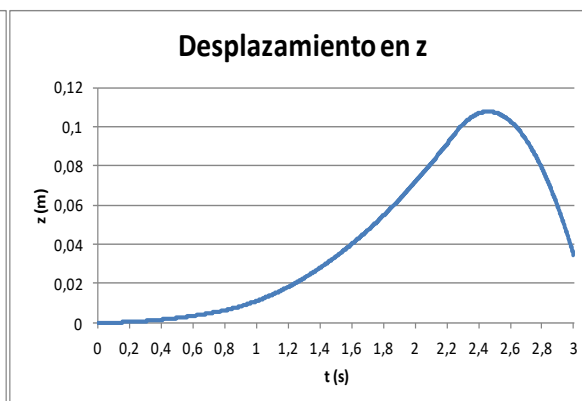


Figura 49. Desplazamiento en z debido al cambio de orientación del yaw. Fuente: propia.

En los gráficos aportados se aprecia como en el tramo 1 hay un desplazamiento positivo en ψ , debido a que las velocidades horarias son superiores a las antihorarias. En el segundo tramo estudiado las revoluciones se incrementan (las que se dan en sentido horario siguen siendo superiores), hecho que explica el aumento brusco del yaw y del desplazamiento en la coordenada z . Por último, en el tercer tramo, las velocidades bajan por debajo del nivel de la sustentación y empiezan a girar más rápido los motores 2 y 4; lo cual implica una inversión de la tendencia seguida por ψ y z .

4.6.2 Simulación del PID y selección de la mejor alternativa

A continuación, se mostrará una comparativa de las respuestas ofrecidas por un mismo controlador en cada una de las alternativas propuestas en el capítulo 4.4 de esta memoria:

Consigna ángulo Roll (rad)	0,78540	Δt (s)	0,001
Kp	90	w (rad/s)	369,12
Ki	0	Roll °	45
Kd	34		

Tabla 10. Consignas y valores del controlador del ángulo de roll para la simulación. Fuente: propia.

En este caso, como se ejemplifica en la *Figura 20*, el controlador sustrae velocidad del motor 3 y la aplica en el 1, para obtener el ángulo deseado (Esta sería la primera iteración, la simulación dura 5s por tanto se llevan a cabo 5000 iteraciones). La salida del controlador o acción de control, se obtiene de la siguiente manera:

$$Output = K_P \cdot Error + K_I \cdot Int. Error + K_D \cdot Der. Error \quad (Ec. 31)$$

Este es el valor que debe sumarse o restarse a las velocidades, con el fin de obtener el control deseado. Para iniciar las iteraciones, se ha supuesto que las velocidades de los 4 motores toman el valor de la $\omega_{sustentación}$, que en este caso es de 369,12 rad/s. De este modo, se sigue un mismo principio que en el apartado 4.6.1, al buscar variaciones de velocidad a partir del estado de sustentación del dron.

A continuación, se muestran los resultados obtenidos para la primera y la segunda alternativa:

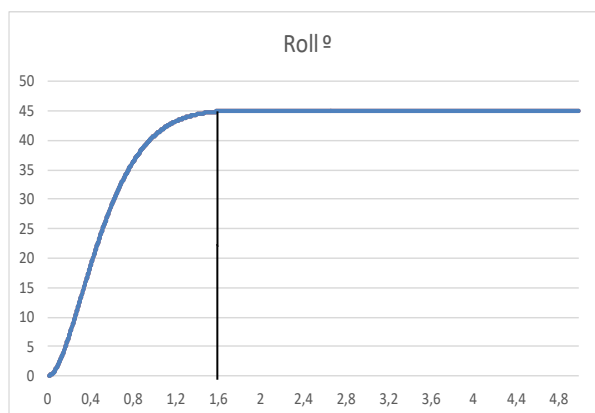


Figura 50. Estabilización del dron para un ángulo de roll de 45 grados. Alternativa 1. Fuente: propia.

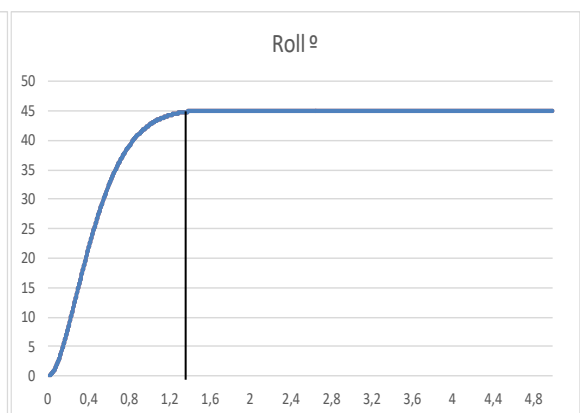


Figura 51. Estabilización del dron para un ángulo de roll de 45 grados. Alternativa 2. Fuente: propia.

Como se puede ver en las gráficas presentadas anteriormente, la segunda alternativa propuesta, presenta un tiempo de estabilización menor al que presenta la primera. Esto se justifica por el hecho de que intervienen 2 motores más en la respuesta, que hace que la fuerza de empuje sea mayor y, por tanto, se llegue antes al valor deseado. El ángulo de pitch, presenta un comportamiento muy similar al ángulo de roll, esto se debe a la similitud entre las dos rotaciones. Por último, el comportamiento del ángulo del yaw será el mismo para las dos alternativas seleccionadas.

De este modo, se decide cambiar el modelo de control y optar por la alternativa 2, para la selección del controlador. Ahora se va a seleccionar el mejor controlador para el modelo, donde se obtienen los siguientes resultados:

- PID_{roll} : $K_P=71,5$, $K_D=19$; con un tiempo de estabilización de 0,8 segundos.

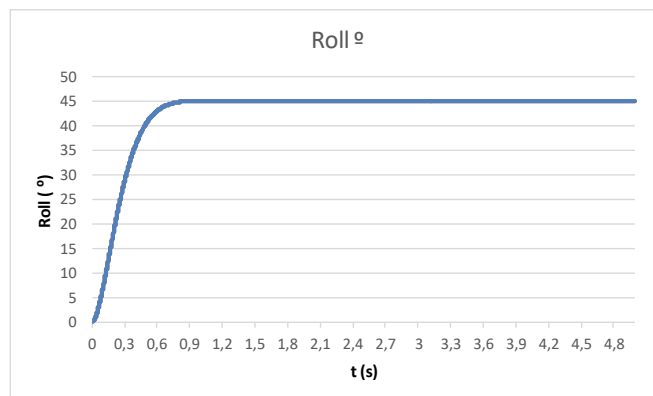


Figura 52. Representación de la evolución del roll para un valor final de 45 grados. Fuente: propia.

- PID_{pitch} : $K_P=72,5$, $K_D=21$; con un tiempo de estabilización de alrededor de 1,1 segundos.

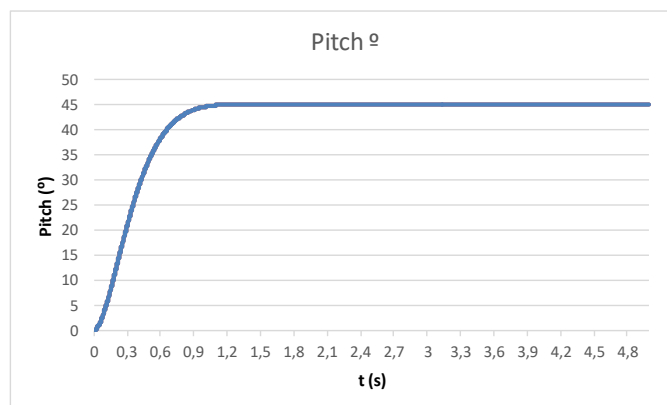


Figura 53. Representación de la evolución del pitch para un valor final de 45 grados. Fuente: propia.

- PID_{yaw} : $K_P=20$, con un tiempo de estabilización aproximado de 0,1 segundos.

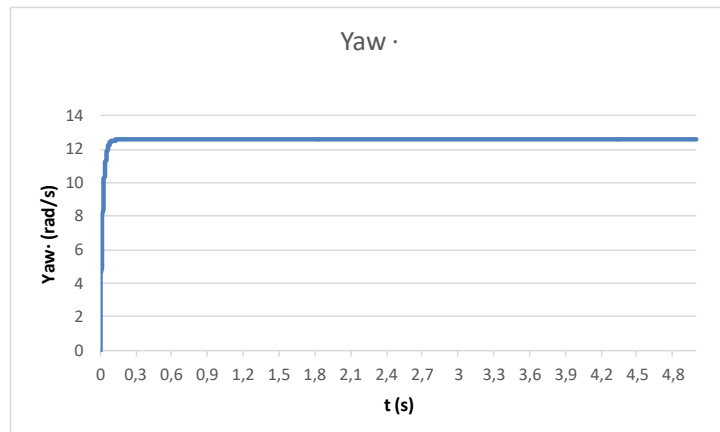


Figura 54. Representación de la evolución de la velocidad angular en el eje de yaw para un valor final de 720 rad/s. Fuente: propia.

En este caso, se observa un controlador que únicamente cuenta con la acción proporcional. Esto se debe a que la consigna dada por el piloto (velocidad en el eje de yaw), es proporcional al par motor.

Cabe destacar que, en estas simulaciones, del mismo modo que en las realizadas anteriormente, no se tiene en cuenta la fricción con el aire, lo que hace que en ninguno de los controladores intervenga la acción integral, ya que no se tiene ninguna perturbación (fricción) que introduzca un error en el estado estacionario.

5 Diseño Conceptual

En este punto del proyecto, llega la hora de determinar cuáles son las distintas opciones ofrecidas por el mercado que se adecuan más a las necesidades del autor del trabajo. Para ello, se va a hacer un estudio de las distintas alternativas que se presentan a la hora de escoger los componentes del sistema, con el fin de construir la aeronave que más se ajuste a la especificación propuesta al inicio del proyecto. Con el fin de hacer este proceso más comprensible y mostrar la forma en la que se integraran los componentes del sistema, se presenta el siguiente diagrama de bloques:

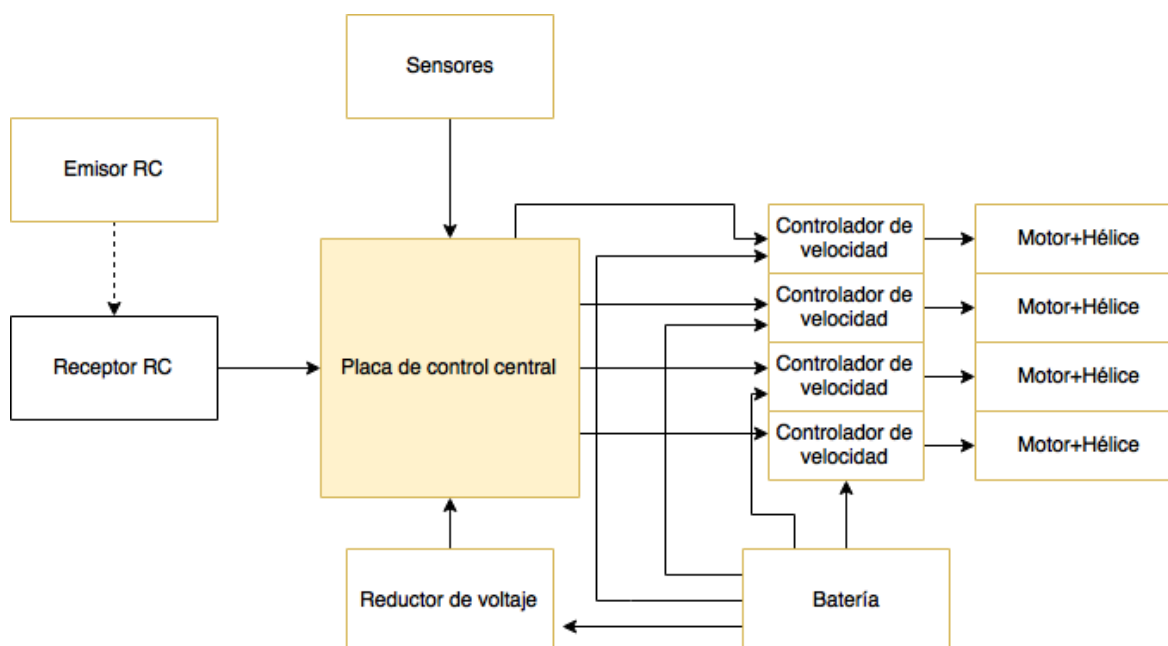


Figura 55. Diagrama de bloques del sistema. Fuente: propia.

5.1 Electrónica y potencia: estudio de alternativas

Para facilitar este proceso y, poderlo hacer de forma ordenada y precisa, se ha dividido el esquema de componentes presentado anteriormente, en 3 subsistemas: subsistema de potencia, subsistema de comunicación usuario-dron y subsistema de control.

El subsistema de potencia lo conforman los motores, los controladores de velocidad, la batería y el reductor de voltaje. El subsistema de comunicación usuario-dron, lo conforma el

equipo de radiocontrol, con el emisor y receptor correspondientes. Por último, el subsistema de procesamiento de datos está formado por la placa de control y los sensores.

Se va a empezar seleccionando todos aquellos elementos que permiten el movimiento de la aeronave, es decir, el subsistema de potencia; de tal forma que en función de las primeras selecciones se irán añadiendo restricciones que facilitarán el proceso.

Este proceso consistirá en un análisis de las ventajas y desventajas que presenta cada solución posible junto con, en caso de que se considere oportuno, una tabla en la que se cuantificará cada una de estas soluciones según el grado de cumplimiento en relación a los criterios de evaluación que se expongan. Con todo esto, se pretende conseguir la mejor relación prestaciones/precio, dada la limitación de presupuesto impuesta al inicio de la memoria.

5.1.1 Subsistema de potencia: actuadores y alimentación

La función básica de este subsistema es asegurar un abastecimiento de energía eléctrica suficiente para hacer funcionar a todo el sistema, así como proporcionar las fuerzas y momentos adecuados durante el vuelo.

Partiendo de esta base, el primer paso ha sido realizar un estudio sobre los distintos motores que ofrece el mercado y, a partir de sus características de funcionamiento se escogerán las hélices, el reductor y la batería.

Bloque Motor + Hélice

Estos son los principales encargados de mantener al dron en el aire. En primer lugar, se van a seleccionar los motores.

Para escoger los propulsores de la aeronave que se quiere diseñar se ha dado prioridad a las prestaciones de cada una de las alternativas propuestas, con el fin de conseguir un modelo de fácil estabilización y con propiedades aptas para trabajar a altas y bajas revoluciones. Por otra parte, se ha tenido en cuenta que se dispone de una fuente de corriente continua (como se explicará más adelante, en el apartado de selección de baterías).

Ante esta reflexión, ha surgido la primera disyuntiva: trabajar con motores con o sin escobillas. Cabe tener en cuenta que los motores *brushless*, o sin escobillas, resultan más

caros que los motores con escobillas o *brushed*, además de necesitar de un inversor para transformar la corriente suministrada en alterna trifásica, para la alimentación del actuador. Por otra parte, el hecho de no tener ningún componente mecánico para realizar la conmutación interna del motor hace que no tengan pérdidas de energía por rozamiento y, en consecuencia, sostengan una mayor eficiencia. Al mismo tiempo, las escobillas, que suelen estar hechas de carbón, dejan polvo al desgastarse dentro del motor, lo que terminará por reducir el tiempo de servicio o vida útil de un *brushed*.

A continuación, se presenta la siguiente tabla comparativa, en la cual se asigna un 0 ó 1 a cada alternativa para cada uno de los aspectos evaluados, tomando el valor de 1 aquel más ventajoso:

Motor	Brushed	Brushless
Peso	0	1
Eficiencia	0	1
Vida útil	0	1
Ruido	0	1
Precio	1	0
Velocidad/Par	0	1
Par/Tamaño	0	1
Total	1	6

Tabla 11. Elección de motores. Fuente: propia.

Por tanto, los motores sin escobillas son los más adecuados a este proyecto, por el hecho de contar con unas prestaciones notablemente superiores, a pesar de tener que realizar un mayor desembolso económico.

La siguiente problemática que se plantea es la de trabajar con un motor *rotor externo* o *interno*. Ambos cuentan con un rotor formado por imanes permanentes y un estator formado por bobinados envueltos en material ferromagnético, que generan electroimanes cuando el corriente eléctrica pasa a través de ellos. La diferencia principal entre estos se debe a su configuración.

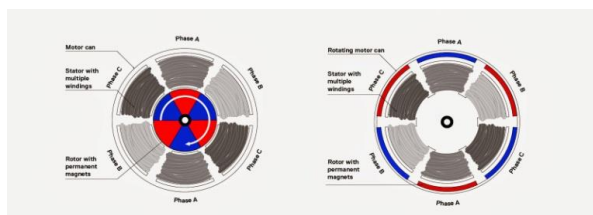


Figura 56. Diferencias estructurales entre motores de rotor interior y exterior. Fuente: www.rclab.info.

En términos de rangos de funcionamiento, los motores de rotor interno pueden alcanzar unas velocidades mucho más elevadas, a la vez que otorgan menor par que sus homólogos; pero tienen la desventaja de tener que contar con un mecanismo reductor para poder funcionar a bajas revoluciones, lo cual penaliza el funcionamiento del sistema en lo que se refiere a la eficiencia. Por tanto, con la idea de no sobrecargar el prototipo a construir y sacarle el mayor rendimiento posible, se opta por un *brushless outrunner*.

Fijadas estas variables, se ha hecho una búsqueda en el mercado para dar con una solución adecuada. Con ello se ha propuesto el modelo BR 2205, donde el valor KV indica las revoluciones obtenidas por cada volt aplicado en los bornes del propulsor:

MODEL	KV (rpm/V)	Voltage (V)	Prop	Load Current (A)	Pull (g)	Power (W)	Efficiency (g/W)	Lipo Cell	Weight (g) Approx
D2205	2300	11.1	5045	19.2	660	213	3.1	2-4S	28
		14.8		27.6	950	408	2.3		
	2600	11.1	4045	18.5	530	205	2.6		
		14.8		23.2	710	343	2.1		

Tabla 12. Relación de motores. Fuente: www.banggood.com.

El siguiente paso ha sido analizar el empuje (*Pull*) para determinar la validez del modelo propuesto. Es recomendable que cada vehículo aéreo no tripulado sostenga una relación $\frac{\text{empuje}}{\text{peso}} \geq 2$, si se quiere asegurar un vuelo estable. Inicialmente se estima que el producto final tendrá una masa aproximada de 500 g con lo qué, el modelo escogido, con un empuje total mínimo aproximado de 20,8 N (este valor se obtiene combinando los 4 motores *brushless* con las hélices propuestas por el fabricante), es válido y cumple con todos los objetivos. Por tanto, se escoge el modelo de 2600 rpm/V , dando prioridad a la velocidad (en cumplirse el par deseado).

En referencia a las hélices, se opta por un modelo tripala, frente a las bipala tradicionales. Esto es porque, al tener una mayor superficie (se ha supuesto que se está tratando con el mismo diámetro), las vibraciones provocadas en la misma hélice serán menores y por tanto, el vuelo más estable.



Figura 57. Modelo King Kong de 5 pulgadas, 3 palas y un paso de hélice de 4 pulgadas. Fuente: www.banggood.com.

Además, al tener más superficie de sustentación, la fuerza de empuje será mayor, según:

$$F_L = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot S_L \cdot C_L \cdot v^2 \quad (\text{Ec. 32})$$

Donde ρ es la densidad del fluido, S_L es la superficie de sustentación, v es la velocidad lineal de la hélice y C_L es el coeficiente de sustentación, que depende linealmente del ángulo de ataque de la misma y de su perfil.

Con esta combinación motor-hélice, como se ha visto en el capítulo de pruebas de motores, se obtiene una fuerza de sustentación máxima de aproximadamente 7,75N.

Control de velocidad del motor sin escobillas

El siguiente paso en la determinación del subsistema estudiado, consiste en plantearse cómo se puede llevar a cabo el control de velocidad de los propulsores. Al no disponer de escobillas para hacer la conmutación de los polos del estator, esto debe hacerse mediante un dispositivo conocido como controlador electrónico de velocidad o, más comúnmente, ESC (*Electronic Speed Controller*). En este apartado, se describirá de forma breve el funcionamiento de un ESC ya que éste, es un tema muy amplio que sobrepasa los límites de alcance de este proyecto.



Figura 58. Controlador electrónico de velocidad. Fuente: www.banggood.com

Estos dispositivos tienen tres funciones muy importantes:

- Transformar el corriente continuo monofásico aportado por la batería en corriente alterno trifásico para el motor, mediante un inversor CC-CA [7].

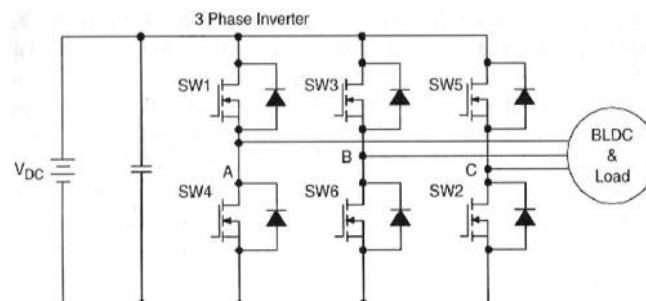


Figura 59. Inversor de voltaje. Fuente: *Handbook of automotive power electronics and motor drives*.

Estos inversores pueden controlarse por voltaje o por corriente. Normalmente, los primeros son más usados debido a la diferencia de precio y tamaño del condensador que se utiliza en ellos, respecto al inductor que se utiliza en los inversores de corriente. Son puentes en H formados por transistores de efecto de campo.

- Controlar la posición y velocidad del rotor, para aplicar convenientemente y según la secuencia que se determine, la tensión en las distintas fases y hacer la conmutación entre bobinados que permitirá el movimiento adecuado del motor. La determinación de esta secuencia se puede llevar a cabo mediante la interpretación de tres sensores de efecto Hall (uno por cada fase), convenientemente instalados en los motores; o mediante la medición de la fuerza contra electromotriz (fcem) generada por los bobinados. En este caso, el motor escogido no lleva ningún sensor equipado, por lo que se recurre al uso de la fcem.

La fcem, según la ley de Lenz, es una fuerza que aparece al variar el flujo magnético a través del devanado debido al movimiento del rotor:

$$\epsilon = -N \cdot \frac{d\phi}{dt}, \quad \text{con } \phi = B \cdot S \cdot \cos\alpha \text{ (sólo si } B = \text{cte.)} \quad (\text{Ec.33})$$

Donde N es el número de espiras del bobinado, B es el campo magnético que pasa a través de él y α es el ángulo que forman el campo magnético y el vector perpendicular al plano formado por cada espira. Midiendo esta tensión en las 3 fases del motor, se obtiene la secuencia de activación de los distintos devanados [8].

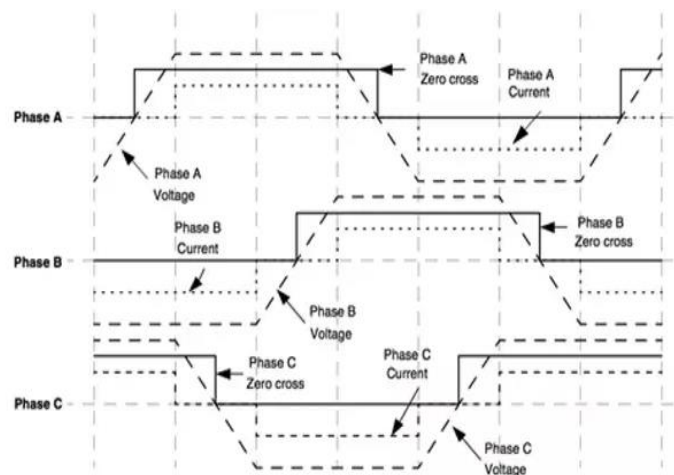


Figura 60. Fuerza contraelectromotriz y secuencia de conmutación. Fuente: www.digikey.com.

De esta forma se tiene que, cuando la f_{cem} cruza por 0, el flujo es constante y por tanto, $\alpha=0$. En ese momento, el sistema se prepara para realizar la próxima conmutación.

- Determinar la cantidad de potencia a suministrar a los motores, para regular la velocidad de los mismos, mediante la señal digital PWM. Esto sucede porque los transistores MOSFET, trabajan entre dos de sus posibles estados: lineal y corte. De modo que cuando la señal PWM, con consigna de voltaje, llega al terminal puerta del MOSFET, este permite el paso del corriente o se comporta como un interruptor abierto en función de si se tiene un valor alto (1) o bajo (0), respectivamente.

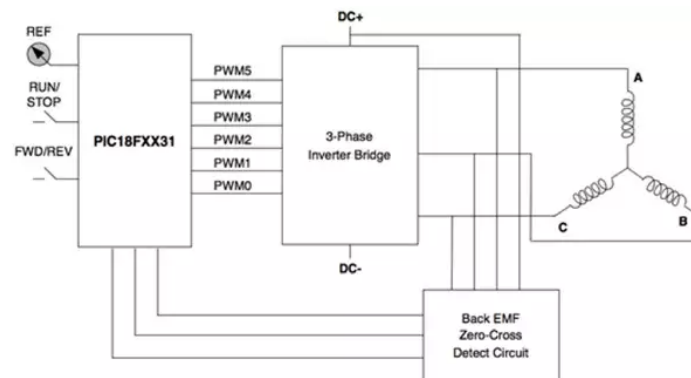


Figura 61. Estructura interna de un controlador electrónico de velocidad.

Fuente: www.digikey.com.

Elección del firmware y modelo

Actualmente, los controladores que más se usan, tienen instalado el firmware *SimonK* o *BLHeli*, diseñados para su uso en multirrotores.

Se entiende por firmware aquel conjunto de instrucciones que se encargan de gestionar el arranque del sistema. Un ejemplo de ello, es el gestor de arranque de un ordenador.

A continuación, se hará un estudio comparativo, cuantificando cada una de las opciones según el grado de cumplimiento de los criterios evaluados, con el fin de escoger el tipo de ESC a utilizar:

ESC	BLHeli	Simonk
Tiempo de respue.	8	6
Ruido	8	6
Interficie sencilla y flexible	9	2
Media	8,3	4,7

Tabla 13. Comparativa entre firmwares. Fuente: propia

Según se ha podido ver en varios blogs de gente familiarizada con los drones, los motores accionados con *BLHeli* hacen un ruido mucho menor, además de reaccionar más rápido a las consignas. En cuanto a la flexibilidad de programación, se ha visto que *BLHeli* cuenta con el software *BLHeli Suite*, como se indica en el capítulo 4 del anexo, que permite la configuración de sus parámetros, mientras que *Simonk* es un firmware totalmente cerrado.

Como se explicará más adelante, muchos controladores de velocidad llevan incorporado un reductor de voltaje, cuya única función es la de reducir el voltaje de la batería para adaptarlo a todo el circuito. En este ámbito, se ha decidido escoger un ESC que no incorpore dicho circuito, para evitar que el funcionamiento de un dispositivo interfiera en el otro. De este modo se impide que, en caso de avería de uno de estos elementos, se vea afectado el funcionamiento del otro.

Por último, hay que escoger el modelo de controlador en función de la frecuencia y del amperaje soportado. Es recomendable que los ESC de cada modelo resistan una intensidad máxima ligeramente superior a la requerida por los motores. Para satisfacer este objetivo, se ha decidido que este valor sea alrededor de un 25% superior al corriente máximo tolerado por los propulsores, lo que se considera más que suficiente:

$$23,2 \cdot 1,25 = 29A$$

Con todas estas conclusiones, se procede a la elección del controlador más adecuado. Para ello se hace una comparativa entre 4 modelos que se adaptan a las características requeridas:

Modelo 1: ZTW Flash Series 30A BLHeli_S, 4S

Modelo 2: Diatone 302X 30A, BLHeli_S, 4S

Modelo 3: Racerstar RS30AV2 30A, BLHeli_S, 4S

Modelo 4: Flycolor Raptor 30A, BLHeli_S, 4S

ESC	Modelo 1	Modelo 2	Modelo 3	Modelo 4
Peso	4	6	9	9
Precio	6	4	8	5
Dimensiones	4	5	7	7
Velocidad de resp	8	8	8	8
Media	5,5	5,8	8,0	7,3
Aviso de inactividad	No	No	Sí	No

Tabla 14. Comparativa entre controladores de velocidad. Fuente: propia

Finalmente, se ha escogido el 3er modelo propuesto, por ser bastante económico y ligero, además de contar con una función de aviso de inactividad, en la cual, en caso de encontrarse el artefacto encendido y los motores parados durante determinado tiempo, el controlador de velocidad empieza a emitir sonidos, lo que puede resultar muy útil para evitar la pérdida del aparato.



Figura 62. ESC seleccionado. Fuente: www.banggood.com

Desde un punto de vista más técnico, como ya se ha comentado unas líneas más arriba, este dispositivo necesita una señal PWM de onda cuadrada para controlar la potencia suministrada al motor, que determinará la velocidad de éste. En este aspecto, el control mediante las técnicas habituales de PWM puede suponer un pequeño problema y es que, debido a su longitud de pulso (1ms-2ms) la señal PWM tiene un retardo asociado igual al periodo de éste, lo que hace que el ESC no lea el nuevo valor suministrado por los sensores hasta pasado este tiempo, provocando así un retardo en el motor.

Esta problemática cuenta con solución, debido a la nueva versión de *BLHeli*, *BLHeli_S*, gracias a las técnicas de codificación *OneShot125*, *OneShot42* y *Multishot*. Esto se basa en dos conceptos muy simples: sincronización y frecuencia [9].

Es importante subrayar que estas siguen siendo transmisiones PWM, que incorporan ciertas novedades respecto a la metodología de comunicación estándar. Lo que hacen estos métodos de envío de señal, es sincronizar las nuevas órdenes que el ESC manda al motor a través del PWM, con el bucle de control principal. Así, tan pronto como la placa central obtiene la información de los sensores, esta es leída por el ESC y recibida por el motor. De aquí se deduce que, con estas nuevas tecnologías, el ESC adapta su frecuencia a las del control central, es decir, no tiene una frecuencia de operación fija.

A continuación, se muestra un breve resumen de las tres tecnologías, que pone de manifiesto las diferencias entre ellas:

- *Oneshot 125*: Señal de pulso modulado con una frecuencia máxima de 4kHz y longitud de pulso de entre 125µs y 250µs, de tal forma que un pulso de 125µs corresponde a potencia nula y, del mismo modo, un pulso de 250µs se corresponde a la potencia máxima.
- *Oneshot 42*: Este posee un tiempo de bucle 3 veces inferior al Oneshot 125, teniéndose así una frecuencia máxima de 12kHz y longitud de pulso de entre 41µs

y $83\mu\text{s}$, donde, análogamente al método anterior, se tiene que un pulso de $41\mu\text{s}$ corresponde a potencia nula y, por $83\mu\text{s}$ se tiene una potencia máxima.

- *Multishot*: Es el método de transmisión de datos más rápido, con un rango de longitud de pulsos que se mueve entre $5\mu\text{s}$ y $25\mu\text{s}$ de tal forma que se tiene una frecuencia máxima de 40kHz .

Batería

Se va a utilizar una batería de polímero de litio (LiPo), que son las más usadas en el mundo de los drones. A la hora de escogerla hay que tener en cuenta 4 factores: la tasa de descarga, la capacidad, el voltaje o número de celdas y el peso. La tasa de descarga indica el mayor corriente (A) que la batería puede suministrar de forma ininterrumpida. El número de celdas de la batería está relacionado con el voltaje que otorga, ya que a cada celda le corresponde un valor nominal de $3,7\text{ V}$, con un margen de trabajo de entre $3,0\text{ V}$ y $4,2\text{ V}$. Finalmente, la capacidad (mAh) es la cantidad total de energía que se puede almacenar en ella [10].

Al haber escogido ya los motores, se tiene fijado el voltaje que debe aportar la batería. En este caso, se requiere una batería de 4 celdas, con voltaje nominal de $14,8\text{V}$. A continuación, se hará una tabla comparativa de diversos modelos de LiPos, de donde se escogerá aquella con las mejores prestaciones, con los objetivos de alcanzar un valor mínimo de tasa de descarga, que se fijará a continuación, maximizar la capacidad, así como reducir el peso para aumentar el tiempo de vuelo lo máximo posible.

En primer lugar, se requiere asegurar la aptitud de la batería para responder a una demanda máxima de corriente de los motores. Para ello se impondrá la siguiente restricción, donde el corriente consumido por uno de los *brushless* cuando la carga es máxima, se ha determinado experimentalmente mediante el uso de una pinza amperimétrica FLUKE 375.

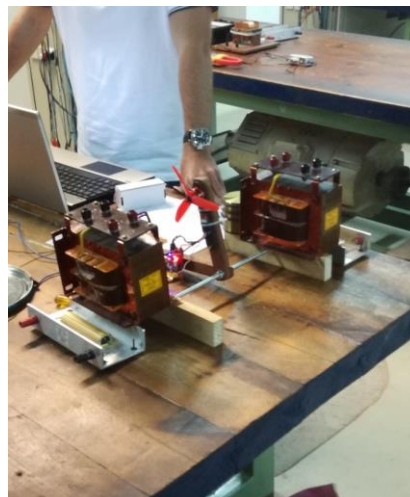


Figura 63. Medición del corriente máximo. Fuente: propia.

$$\text{Tasa de descarga} \cdot \text{Capacidad (A} \cdot \text{h)} \geq \text{N}^{\circ} \text{ de motores} \cdot I_{\text{m} \times \text{m}} = 4 \cdot 26,5 = 106 \text{ A} \quad (\text{Ec. 34})$$

Cabe recordar que, como ya se ha comentado en apartados anteriores, se quiere obtener un tiempo de vuelo de entre 10 min y 15 min. No obstante, debido a la dificultad de la determinación del corriente medio consumido por el motor, se cree conveniente no tener en cuenta esta restricción e intentar maximizar el tiempo de vuelo con la imposición de otras condiciones.

Finalmente se proponen 4 modelos, todos ellos de 4 celdas, para realizar un estudio comparativo de todos ellos. Los modelos analizados son los siguientes:

Batería 1: Dinogy 1300 mAh 65C Batería 3: ZOP 1800 mAh 65C

Batería 2: Infinity 1300 mAh 70C Batería 4: ZOP 1400 mAh 65C

Batería LiPo	Modelo 1	Modelo 2	Modelo 3	Modelo 4
Capacidad	6	6	8	6,5
Peso	7	7	5	6
Dimensiones	9	6	5	6
Precio	6	5	3	4
Media	7,0	6,0	5,3	5,6
Restricción	No	No	Sí	No

Tabla 15. Selección de baterías. Fuente: propia.

Inicialmente se creyó que una capacidad superior a los 1400 mAh, supondría un exceso de peso demasiado grande que penalizaría el tiempo de vuelo del dron. Por tanto, se decidió comprar el modelo 1, a pesar de no poder suministrar el corriente máximo requerido por los motores.



Figura 64. Batería Dinogy.

Fuente:

www.banggood.com

Después de realizar varias pruebas de vuelo, los resultados obtenidos no fueron del todo convincentes. El tiempo de vuelo del aparato se encontraba alrededor de los 10 minutos, lo que significa que se podría decir que se encuentra dentro de las especificaciones fijadas. No obstante, el hecho de quedarse tan cerca del límite aceptable y, a más a más, el hecho de no poder sacar la máxima potencia a los motores, se consideraron motivos más que suficientes para buscar otras alternativas que ofrecieran un mejor rendimiento.

De este modo, se acudió en la búsqueda de otra batería. Debido a la falta de tiempo, se tuvo que buscar una batería en Barcelona. En este sentido, resultaba bastante atractivo el modelo AeroEnergy de 1800 mAh que se encontró en RC-TECNIC [www.rctecnic.com].

Este, cuenta con una tasa de descarga continua de 40C y puntual de 80C (se refiere a que la batería solo puede suministrar esta cantidad de corriente por un cierto periodo de tiempo, en este caso de 6 segundos). No obstante, este producto (modelo 5) añade un peso de 70 g al que se ha adquirido previamente en el sitio web de *banggood* [www.banggood.com].



Figura 65. Batería Aeroenergy. Fuente: www.rctecnic.com

Visto esto, se ha hecho un estudio sobre el efecto que tendría un aumento de peso y de la capacidad sobre la duración del aparato en el aire. Este análisis ha consistido en aproximar el modelo del dron a una partícula e igualar las 3 aceleraciones lineales para ver cómo afecta lo anteriormente descrito, a cada una de las rotaciones por separado (yaw, pitch y roll):

Pitch y roll:

Dado que en los dos movimientos se dan fuerzas análogas, solo se va a analizar uno de ellos. En primer lugar, a partir de las fuerzas que intervienen en ambos giros, se obtiene el siguiente diagrama de sólido libre:

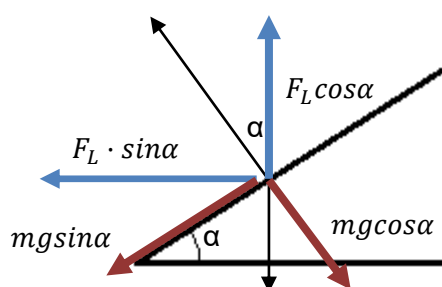


Figura 66. Diagrama del sólido libre para una inclinación en pitch/roll. Fuente: propia

A partir de este diagrama, se deduce que se generará una aceleración en el plano horizontal, por tanto, se obtiene la expresión de dicha aceleración como:

$$\frac{F_{L\text{ MODELO }1} \cdot \sin \alpha}{m_{\text{MODELO }1}} = \frac{F_{L\text{ MODELO }5} \cdot \sin \alpha}{m_{\text{MODELO }5}} \quad (\text{Ec. 35})$$

Donde $m_{\text{MODELO }1} = 150g$ y $m_{\text{MODELO }5} = 220g$.

Después de desarrollar la ecuación 36, como se detalla en el capítulo 5 del anexo, y relacionándola con las ecuaciones 28 y 30, se obtiene la relación entre el corriente de descarga y la relación entre el tiempo de vuelo que proporcionan ambos modelos:

$$\frac{I_{\text{MODELO }5}}{I_{\text{MODELO }1}} = \frac{m_{\text{MODELO }5}}{m_{\text{MODELO }1}} \longrightarrow \frac{\text{Tiempo}_{\text{MODELO }5}}{\text{Tiempo}_{\text{MODELO }1}} = \frac{\frac{I_{\text{MODELO }1} \cdot \frac{m_{\text{MODELO }5}}{m_{\text{MODELO }1}}}{\frac{1,8}{I_{\text{MODELO }1}}}}{\frac{1,3}{I_{\text{MODELO }1}}} = \frac{1,571}{1,3} > 1 \quad (\text{Ec. 36})$$

Por tanto, para estos dos movimientos resulta más eficiente el modelo de 1800mAh de capacidad.

Yaw:

Un estudio similar se hace para la rotación de yaw. En este caso, se igualará la aceleración lineal en el eje vertical. Así, se obtiene el siguiente diagrama:

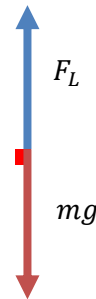


Figura 67. Diagrama del sólido libre para un movimiento en el eje vertical. Fuente: propia

De aquí se obtiene la siguiente expresión:

$$\frac{F_{LT\text{ MODELO }1} - m_{\text{MODELO }1} \cdot g}{m_{\text{MODELO }1}} = \frac{F_{LT\text{ MODELO }5} - m_{\text{MODELO }5} \cdot g}{m_{\text{MODELO }5}} \quad (\text{Ec. 37})$$

Donde $m_{\text{MODELO } 1} = 150g$ y $m_{\text{MODELO } 5} = 220g$.

Después de operar la ecuación 38, se obtiene la relación de las fuerzas de empuje que dan ambos modelos. A partir de ahí, después de realizar las operaciones correspondientes, se llega a la siguiente expresión:

$$\frac{I_{\text{MODELO } 5}}{I_{\text{MODELO } 1}} = \frac{m_{\text{MODELO } 5}}{m_{\text{MODELO } 1}} \longrightarrow \frac{T_{\text{tiempo MODELO } 5}}{T_{\text{tiempo MODELO } 1}} = \frac{1,571}{1,3} > 1 \quad (\text{Ec. 38})$$

Por tanto, para cualquier movimiento, el uso del modelo 5 significará un aumento del tiempo de vuelo del 20% aproximadamente. Estas expresiones han sido validadas con pruebas de vuelo, como se verá más adelante.

Antes de seguir adelante en la determinación de los componentes del sistema, es necesario volver a calcular el margen de seguridad de los ESC, debido al aumento del consumo de los motores, para asegurar que no habrá ningún problema. Se tiene que el nuevo margen se encontrará alrededor del 13%, cosa que se considera suficiente para cumplir con el objetivo.

Circuito reductor de voltaje

El reductor de voltaje usado en los drones, permite alimentar todo el conjunto con una sola batería, es decir, da una salida de corriente que permite alimentar a la placa controladora y al equipo RC, de ahí que se le conozca con el nombre de *Battery eliminator circuit* (BEC).



Figura 68. BEC seleccionado.
Fuente: www.banggood.com.

Dentro de este tipo de dispositivos, se encuentran dos variantes, según la tecnología a partir de la cual se fabrican: los lineales y de conmutación. Los BEC lineales, funcionan como una resistencia, es decir, regulan el voltaje mediante la conversión de energía eléctrica en energía térmica; mientras que los eliminadores de baterías conmutados funcionan como un convertidor reductor tipo *Buck*.

- Reductor *Buck*: Este reductor de voltaje está equipado con una bobina, lo que permite reducir las pérdidas de calor.

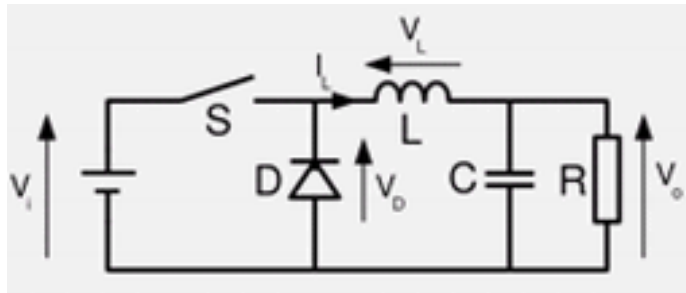


Figura 69. Circuito interno de un bec de conmutación. Fuente: <http://www.monografias.com/trabajos48/convertidor-buck/convertidor-buck.shtml>

El funcionamiento se basa en un ciclo de dos etapas: cuando el interruptor está cerrado, el corriente fluye desde la fuente de continua (la batería, V_i) al condensador y a la carga (R), y la bobina se carga; con el interruptor abierto, el corriente fluye de la bobina a la carga, manteniéndose la salida continua en todo momento.

- Lineales: Suelen estar equipados con transistores, diodos y resistencias. Los transistores que forman el regulador trabajan en su zona activa o lineal, mientras que los diodos se encuentran en su zona de ruptura.

Dicho de otra manera, los reductores de tipología *Buck* presentan una clara ventaja respecto a los lineales: el sobrecalentamiento producido por la disipación de calor, lo que hace que su eficiencia sea menor. Por ejemplo, si se quiere proporcionar 10 V a partir de una fuente de 20 V, se tiene que los 10 voltios sobrantes se desperdiciarán, lo que equivale a decir que se obtiene un rendimiento del 50%. Esto implica que los conmutados sean más inaccesibles económicamente.

Dada la importancia de la eficiencia del sistema en la competición, se ha optado por un modelo conmutado ya que, a pesar de ser más caro, no supone una inversión muy elevada y permitirá alargar la duración del vuelo.

Cargador LiPo

Como ya se ha comentado, las baterías de polímero de litio no pueden sobrecargarse por encima de 4,2V, ni descargarse por debajo de 3V; es por eso que se cree



Figura 70. Cargador IMAX B6ACV2. Fuente: <http://www.rcnhobby.com>

conveniente cargarlas de forma balanceada, esto es, que todas las celdas tengan aproximadamente el mismo valor de voltaje en cada momento. Para esto se usa un cargador especialmente pensado para este uso: el IMAX B6AC v2, que puede cargar baterías de polímero de litio de 3 a 7 celdas.

Por otra parte, también posee la utilidad de descargar las baterías, cosa que resulta muy útil si estas se quieren almacenar durante un cierto período de tiempo. En el caso de la batería seleccionada, la tasa de carga es de 2C, lo que significa que se podrá cargar con una intensidad máxima de 3,6A. También permite conocer la resistencia interna de la batería, que en este caso es de 0,016 ohmios.

Dispone de una pantalla en la que se puede monitorear continuamente el estado de la carga; esto es, el voltaje de cada celda, para detectar posibles fallos.

Detector del estado de carga de la batería

También se ha usado este componente, formado por un circuito detector del estado de una batería. Tiene un display, el cual te permite ver el voltaje total de la batería LIPO, así como el voltaje de cada celda. Por otra parte, está equipado con un led, el cual parpadea en caso de que alguna de las celdas baje por debajo de un valor mínimo que se le asigne. También cuenta con un altavoz, cuya función es la misma que la del led.

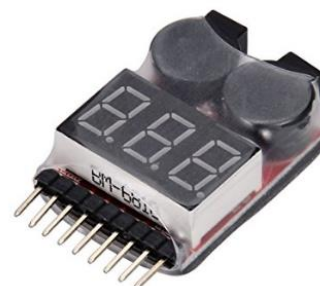


Figura 71. Detector de estado de carga de la LiPo. Fuente: www.amazon.es

5.1.2 Subsistema de comunicación usuario-dron: radiocontrol

El módulo de radiocontrol, está formado por una emisora y un receptor, y es el responsable de la comunicación entre el usuario y el dron. El mando emisor es el encargado codificar las señales eléctricas y enviarlas en forma de ondas, a una determinada frecuencia, que el receptor se encargará de decodificar para transmitir en forma de señales eléctricas al resto del circuito.

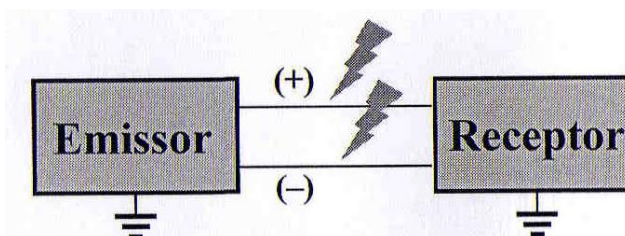


Figura 72. Esquema de funcionamiento de un sistema de radiocontrol. Fuente: propia.

Dicho módulo debe garantizar una transferencia segura de información, siendo lo menos

vulnerable posible a interferencias, debidas a otras ondas electromagnéticas o al ruido del ambiente. En este estudio pues, se da máxima importancia al comportamiento del equipo de radio frente a las interferencias y al alcance.

Todo módulo RC que se utilice en la construcción de un cuadricóptero, debe tener un mínimo de 4 canales, asignando así a cada uno de ellos los distintos movimientos del artefacto (movimiento vertical, yaw, pitch y roll). No obstante, es recomendable disponer de algún canal adicional, para controlar otras variables como los modos de vuelo, el movimiento de una cámara, etc.

Puesto que, como ya se ha comentado anteriormente, el objetivo es poder añadir una cámara al aeromodelo se decide, como requisito previo al estudio de distintas alternativas para la elección de un modelo final, fijar un mínimo de 5 canales de trabajo. Por otra parte, se han descartado todas aquellas emisoras con un número de canales superior a 7, ya que lo único que esto supondría sería un aumento de precio.

Para seleccionar un sistema de radiocontrol, se ha hecho una selección previa de varios modelos de 3 fabricantes muy usados hoy en día y fuertemente recomendados por gente más experta en el ámbito del aeromodelismo: FlySky, Futaba y Hitec. Después de visitar varios blogs donde se debatía acerca de la mejor opción y de realizar un estudio comparativo de precios con unas prestaciones similares, se ha decidido prescindir de los dos últimos.

Una vez fijado el fabricante con el que se va a trabajar, se han buscado 3 modelos que, más o menos, cumplan las especificaciones; sobre los cuales se aplica un criterio similar al que se ha usado hasta el momento.

RC	FlySky FSi6	FlySky FSia6B	FlySky FSt6
Ergonomía	8	8	4
Precio	8	7	6
Modulación	3	10	7
Alimentación	7	7	3
Media	6,5	8,0	5,0
Canales	6	6	6

Tabla 16. Alternativas de radiocontrol. Fuente: propia

Puesto que el alcance de un equipo de radio, es un término bastante complicado de calcular, al depender de muchos factores, el autor de esta memoria ha decidido guiarse por

opiniones y comentarios de gente más entendida en la materia respecto al alcance de estos 3 equipos. Posteriormente, una vez se tenga ya el producto final, se harán pruebas de vuelo, donde se comprobará si el alcance de la emisora de radiocontrol cumple los límites especificados al inicio del proyecto.

Comportamiento ante interferencias

Actualmente, la mayoría de los transmisores de radio, utilizan la banda de frecuencia de 2,4 GHz, lo que permite evitar problemas ruido en las comunicaciones debido a otros componentes eléctricos del cuadricóptero, ya que ninguno trabaja a esa frecuencia.

En referencia a las interferencias provocadas por otras ondas de radiofrecuencia o por el ruido del ambiente, existen varias tecnologías disponibles para reducir el efecto de estas sobre la señal original. En este apartado se explicará la técnica AFDHS, y la diferencia entre la versión original y la 2A.

Los métodos de transmisión de señal AFHDS (*Automatic Frequency Hoping Digital System*), se basan en el hecho de la transmisión de señales mediante el cambio de frecuencia en la banda de 2,4 GHz, es decir, la señal transmitido se propaga a través de múltiples frecuencias, con 'saltos' de frecuencia rápidos. La tecnología AFHDS se complementa con un sistema que permite detectar canales de frecuencia ya ocupados, es decir, usados por otros aparatos de transmisión de señal [11]. De este modo, solo se utilizan los canales libres.

Las tecnologías AFHDS (modelo T6) y AFDHS 2A (modelo i6, ia6B) son muy similares, con las diferencias entre ellos de la posibilidad de transmisión de señal bidireccional que se incorpora en el segundo caso, permitiendo así el uso de telemetría; además de incorporar también un sistema de detección de errores.

Comunicación emisor/receptor: Modulación de señal

A continuación, se muestra una pequeña explicación, que permita entender cuáles son las diferencias entre tres de los métodos de transferencia de datos, por ondas de radio, más usados hoy en día en el mundo del aeromodelismo: PWM, PPM y S-BUS (I-BUS es la variante creada por FlySky).

- **PWM (*Pulse Width Modulation*)**: como ya se ha comentado en apartados anteriores, este es el mismo método de comunicación que se usa entre la placa controladora y los controladores de velocidad de los motores y que, por tanto, utilizará una señal en forma de pulso para controlar cada canal. El inconveniente que presenta, es la necesidad de conectar un cable por cada canal en el reducido espacio del que dispone la placa de control.
 - **PPM (*Pulse Position Modulation*)**: este método de comunicación consiste en una única señal formada por varios pulsos, donde cada uno de ellos corresponde a un canal distinto. Es decir, a diferencia del PWM, la transmisión de todos los canales se realiza en serie.
Este protocolo presenta una clara ventaja respecto al PWM, y es que solo se necesita un cable para hacer la comunicación de todos los canales que se usen; no obstante, cabe hacer mención al hecho de que, al tener un solo cable, los pulsos pertenecientes a un mismo canal tendrán una mayor separación, dando lugar a una comunicación más lenta.
 - **S-Bus**: este sistema mantiene el uso de un solo cable a la vez que abandona la desventaja que tiene el sistema PPM. El S-Bus es un bus de comunicación serie digital que trabaja con una señal UART invertida; en él, los bits se transmiten uno a uno de forma secuencial. Cuenta con mayor resolución que los métodos anteriores.
- [12]

Después de estudiar todas las opciones encontradas, se decide descartar rápidamente la emisora FlySky-FS t6. Por otra parte, el hecho de tener una mayor velocidad de respuesta, resulta muy significativo. Por tanto, la elección final para llevar a cabo este proyecto, es el equipo de radiocontrol FlySky-FS ia6B.

Otra característica muy importante del conjunto emisor-receptor FlySky ia6B es que, al igual que el FlySky ia6, dispone del sistema de un sistema de identificación única, es decir, que cada grupo emisor-receptor, tiene asignado un ID, lo que hace que el receptor solo reciba señales de el



Figura 73. Emisora RC. Fuente: propia.

transmisor correspondiente.

Una vez fijada la emisora a utilizar, se hace un estudio de las consignas que el piloto manda a través de ésta a la placa de control.

Cabe recordar que este equipo consta de 6 canales, por tanto, puede llegar a emitir 6 consignas que, en este caso, serán:

- throttle
- velocidad en yaw
- pitch
- roll
- modo de vuelo (como se comenta en el subcapítulo siguiente)
- switch para activar y desactivar todos los motores.

5.1.3 Subsistema de procesamiento de datos: placa de control

Esta es, posiblemente, la parte más importante de todo el sistema electrónico del dron, ya que se encarga de interpretar la información recibida del entorno a través de los sensores y, gestionarla para que los actuadores lleven a cabo las acciones necesarias con el fin de que el comportamiento del dron sea lo más fiel posible a las consignas que da el usuario mediante la emisora de radiocontrol.

Para llevar a cabo esta elección, con el fin de simplificar el proyecto por problemas de falta de tiempo, se ha decidido que la placa lleve incorporada una IMU (*Inertial Measurement Unit*). Con este requisito pues, se buscan placas especialmente diseñadas para su uso en multicopteros.

A continuación, se ha hecho un estudio previo de 5 controladoras reconocidas en el mercado hoy en día:

Placa de control	Naze32	CC3D	Ardupilot	DJI Naza	Pixhawk
Precio	8	9	5	0	2
Dimensiones	10	10	4	5	4
Software de programación sencillo y flexible	9	7	9	6	9
Media	9,0	8,7	6,0	3,7	5,0

Tabla 17. Selección de placas controladoras. Fuente: propia.

Con esta primera preselección ya se ve que las dos primeras opciones se ajustan bastante a los objetivos planteados en este proyecto, del mismo modo que se descartan las 3 alternativas restantes. Llegados a este punto, se va a efectuar un estudio más exhaustivo de las diferencias y similitudes que presentan los modelos CC3D y Naze32 para realizar la elección final.

Comparativa entre las controladoras Naze32 y CC3D

Se pueden destacar 2 diferencias entre las controladoras de las familias Naze32 y CC3D, entre las cuales se encuentran en su Unidad de Medición Inercial y en la monitorización de voltaje de la batería.

Inertial Measurement Unit

Las dos plataformas que se están estudiando incorporan el mismo número y tipo de sensores. No obstante, la diferencia de una con respecto a la otra, se encuentra en el protocolo de comunicación utilizado para transmitir la información al procesador central de la placa de control.

En este aspecto, Naze32 está equipada con la IMU MPU 6050, configurada con el bus de comunicaciones I^2C (aunque existen unos pocos modelos con IMUs más avanzadas como, por ejemplo, la versión Rev6 con la MPU6500); mientras que CC3D contiene la MPU 6000, la cual puede ser configurada en I^2C o SPI.

Ambos son protocolos de comunicación del tipo Maestro-Esclavo.

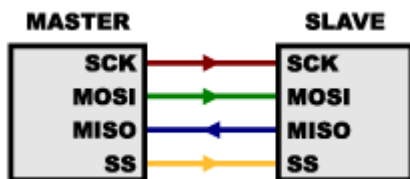


Figura 74. Bus SPI. Fuente: www.prometec.net.

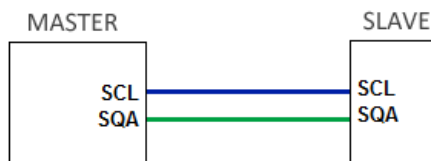
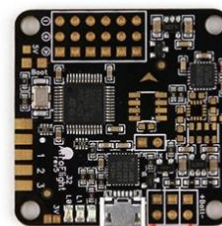


Figura 75. Bus I2C. Fuente: propia.

Desde un punto de vista funcional, la principal diferencia entre estos dos yace en la velocidad de comunicación, al ser el bus SPI unas 50 veces más rápido en la lectura de los datos (con una frecuencia de lectura de 2 MHz en lugar de los 400kHz correspondientes al I2C).

Al ser la frecuencia máxima de los ESC de 40 kHz

(trabajando en modo *Multishot*), se ha considerado innecesario el hecho de maximizar la velocidad de lectura de los sensores por encima de este valor y, además, el hecho de que ambos protocolos superen el valor de 40 kHz hace que ambas unidades sean adecuadas para este trabajo.



Telemetry Pins VBAT Pins

Figura 76. Monitorización de voltaje y telemetría. Fuente: propia.

Monitorización de voltaje

Naze32 dispone de un puerto mediante el cual permite obtener información sobre el estado de la batería (puerto Vbat), así como un circuito zumbador que emite sonidos cuando el nivel de ésta se encuentra por debajo de un cierto valor de voltaje.

Selección del modelo

Cabe hacer hincapié también en la mayor posibilidad de ampliación, con otros sensores, que las placas Naze32 presentan respecto a las CC3D, lo que hace que sea una mejor opción para la problemática planteada.

Llegados a este punto, es momento de seleccionar la placa a utilizar, que debe contar con los siguientes requisitos:

- Posibilidad de colocar un *gimbal* para controlar una cámara fotográfica.

- Soportar funciones *OneShot* y *MultiShot*. Se necesita un procesador que soporte las distintas técnicas PWM comentadas en el apartado de controladores de velocidad.

-Recepción de datos mediante el sistema de codificación S-Bus, para poder usar el equipo de radio seleccionado.

Con todo esto, el modelo escogido para su uso en la fabricación de la aeronave es la controladora SP Racing F3. Esta es una placa derivada de Naze32, cuyas características técnicas son:

CPU (STM32F3)	72 MHz
FPU (Math co-processor)	256 KB
Memoria flash	8 MB

Tabla 18. Datos técnicos de la SP Racing F3. Fuente: propia.

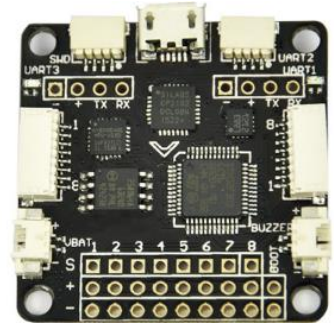


Figura 77. SP Racing F3.

Fuente:

www.banggood.com

Donde, como gran novedad respecto a las Naze32 tradicionales, presenta el módulo FPU (Unidad dedicada a operaciones matemáticas de gran complejidad), permite aumentar la velocidad del proceso, de tal forma que este modelo permite llegar a duplicar la velocidad de control de los procesadores anteriores (STM32F1).

Este modelo, permite escoger entre 4 modos de vuelo del dron, adaptando así la dificultad de manejo del dron a la experiencia del piloto, de este modo se tiene:

- *Angle mode*: el joystick derecho de la emisora, que controla los ángulos de pitch y roll (ver *Figura 73*), no permite sobrepasar 45°. Está hecho para facilitar el aprendizaje a los pilotos más inexpertos. Suele ser el modo de vuelo más usado por drones de ocio, sin incluir los de competición.
- *Horizon mode*: permite sobrepasar los 45° grados y hacer giros completos. Exige un nivel alto de pilotaje. Se suele utilizar en drones de aeromodelismo y competición.

- *Air mode*: se caracteriza por ser más agresivo que los anteriores en aplicar las consignas, dando mayor rapidez de maniobra. Tiene el inconveniente de ser muy inestable en aterrizaje y despegue, ya que hace rebotar el dron en el suelo con pequeñas variaciones de ángulo. Se suele utilizar a su vez con horizon mode para realizar movimientos más exagerados y rápidos.
- *Acro mode*: Desactiva todas las ayudas del controlador y deja al piloto control total del dron. Solo se recomienda para pilotos con mucha experiencia y por razones de seguridad no se habilita en el producto final.

5.2 Solución final

Fijados ya todos los componentes del sistema electrónico, se tiene ya la solución final de este proyecto:

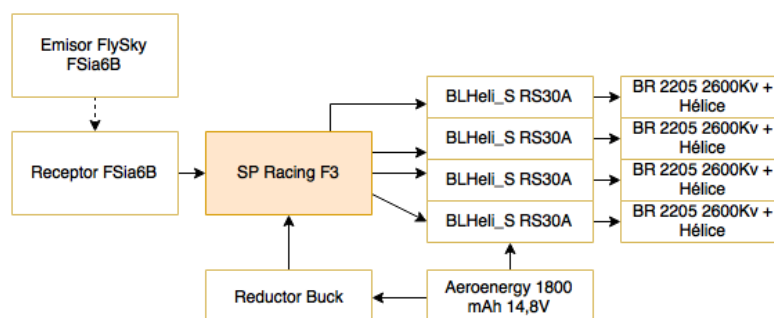


Figura 78. Diagrama de bloques de la solución final. Fuente: propia.

Por tanto, el único paso restante, previo a la finalización de este trabajo, es el del montaje del prototipo final, cuyo resultado se muestra en el séptimo capítulo del anexo. Esta solución final propuesta, cuenta con un prototipo de 550 gramos de masa final; un valor bastante aproximado a los 500 gramos que se habían previsto inicialmente.

6 Planificación

Este proyecto se inició a finales del curso 2015-2016 y, ha tenido una duración aproximada de 6 meses. Durante este período se ha ido pasando por varias fases: una fase inicial, en qué se realizó el estudio del estado del arte y se vió las utilidades de los drones disponibles en el mercado. En la fase inicial, se fijaron las especificaciones del producto final de este trabajo. Ya es septiembre, se comenzó con la fase intermedia, donde se buscó el modelo matemático que describe la dinámica del dron y se intentaron aprender conceptos sobre su control. Para acabar, en la fase final, se desarrolló el sistema de control y se montó un prototipo, a partir de componentes comerciales que se fueron integrando uno a uno. Finalmente se llevaron a cabo unas pruebas de funcionamiento, con el prototipo montado, que fueron esenciales para acabar de comprender el funcionamiento del sistema.

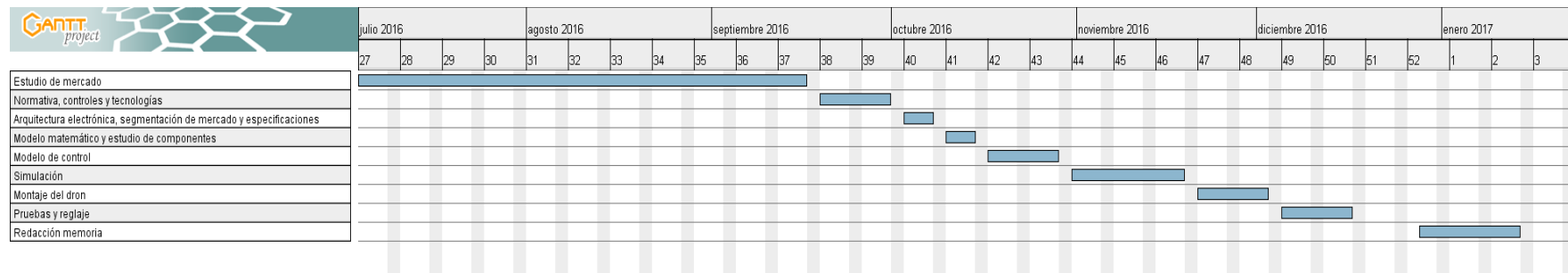


Figura 79. Planificación del proyecto. Fuente: propia.

7 Estudio económico

Para realizar el estudio de los costes asociados a la realización del proyecto, se ha valorado el total de horas dedicadas por el autor de esta memoria y por su compañero a la investigación, desarrollo, simulaciones, diseño, construcción del prototipo final y a las pruebas experimentales pertinentes.

En primer lugar, se presentan los gastos asociados a los componentes del producto final por separado:

Cantidad	Pieza	Descripción	Coste unitario (€/ud.)	Coste (€)
1	Estructura de fibra de carbono con placa de distribución	Martian II	23,88	23,88
1	Motor Brushless	4xRacerstar BR 2205	26,02	26,02
1	Controlador de velocidad	4xRacerstar RS30A V2 BLHELI_S	44,82	44,82
1	Placa controladora	Acro SP Racing F3	18,29	18,29
1	Eliminador de baterías	Diatone Micro BEC 5V 6V 12V	1,75	1,75
1	Emisora	FlySky I6 - FSi6	39,50	39,50
1	Receptor	FSia6B	20,00	20,00
2	Hélices	10 pares Kinkong 5040 tripala CW/CCW	6,28	12,56
1	Destornilladores hexagonales hembra	4 in 1 Hex Driver Screw Tools	10,00	10,00
1	Destornilladores hexagonales macho	4 in 1 Hex Driver Screw Tools	5,74	5,74
1	Correa portabaterías	5PCS Banggood	1,82	1,82
1	Cargador con balanceo de carga	SKYRC Imax B6AC V2	51,23	51,23
2	Batería	Dinogy Nano-Tech 1300 mAh 65C	19,15	38,30
1	Batería	Aeroenergy 1800mAh 40C-80C	34,00	34,00
1	Sensor de nivel de la batería	-	10,00	10,00
Total				337,91 €

Tabla 19. Coste de los componentes del producto final.

A esta cantidad, hay que añadirle los costes asociados a las horas invertidas de trabajo:

Concepto	Cantidad (h)	Coste unitario (€/h)	Coste (€)
Costes de ingeniería			
Diseño 3D con Solidworks (compañero)	100	35	3.500,00
Diseño conceptual	100	35	3500
Simulación (conjunto)	330	35	11550,00
Pruebas experimentales			
Con material de laboratorio	10	45	450,00
Sin material de laboratorio	7	35	245,00
Prototipo			
Componentes	-	337,91	337,91
Construcción del prototipo	20	20	400,00
Importe total			19.983 €

Tabla 20. Coste total del proyecto.

Una gran parte del proyecto; que comprende la simulación, las pruebas de laboratorio, y el montaje del prototipo; se han llevado a cabo conjuntamente; mientras que el diseño conceptual y diseño con SolidWorks se han realizado por separado.

8 Impacto ambiental

El impacto que generan los drones sobre el medio ambiente, se puede clasificar en:

- Contaminación acústica
- Reciclaje de las baterías
- Fin de vida útil

Contaminación acústica

Uno de los principales problemas que presenta un dron, es el enorme ruido que desprende. En este sentido, y refiriéndose al prototipo construido en este proyecto, se ha utilizado la combinación posible (motores brushless y controlador de velocidad BLHeli) que permite reducir esto al máximo.

Fin de vida útil

Desde un punto de vista estructural y, orientado al prototipo diseñado, el dron está principalmente formado por elementos que deben ser convenientemente reciclados, debido a su carácter no biodegradable, como la fibra de carbono que compone al esqueleto del aparato y el policarbonato de las hélices.

En lo que se refiere a la electrónica, todos los componentes se rigen por la directiva RoHS, que prohíbe el uso de determinadas sustancias en la fabricación de dichos componentes. Por lo que respecta a las baterías, de acuerdo con la directiva 91/157/CEE, estas deben desecharse en puntos verdes de tratamiento de pilas y baterías, separadas de otros residuos.

Reciclaje de las baterías LiPo

Las baterías LiPo son altamente peligrosas y, por tanto, se requiere seguir la normativa europea para reciclarlas debidamente.

9 Conclusiones

Una vez se ha terminado el proyecto, se hace una comparativa entre las metas logradas y las especificaciones que se marcaron en el capítulo 3 de este documento:

Especificaciones	Objetivo	Límite	Diseño
Dimensiones			
- Anchura/longitud (cm)	25	50	27,75
- Altura (cm)	5	10	9,1
Altura máxima de vuelo (m)	150	50	superior a 150m
Alcance radio (m)	200	150	superior a 1km
Peso (kg)	0,5	1	550g
Máx. peso de carga (kg)	0,2	0,1	1
NºRotores	4	4	4
Canales control	7	5	6
Aplicaciones	Aeromodelismo, fotografía y grabación	Aeromodelismo	Aeromodelismo
Máximo tiempo de vuelo (min.)	15	10	13
Velocidad máxima (km/h)	50	30	superior a 50km/h
Precio (€)	200	300	283

Tabla 21. Especificaciones iniciales y resultados finales.

A partir de aquí, se concluye que se han logrado cumplir todas las especificaciones deseadas, aunque, en algunas de ellas no se ha logrado obtener el objetivo ideal.

En cuanto a las aplicaciones, conviene destacar que finalmente se decidió no incluir la cámara, debido al exceso de gasto de los materiales que se detalla en el capítulo del estudio económico. También se resalta la diferencia entre el precio de 283 que se indica en la tabla anterior y el precio real de los componentes, detallado en el capítulo 6; debida a la compra de algunos componentes de más por error del autor.

A nivel personal, este proyecto ha resultado ser una experiencia muy enriquecedora. Me ha permitido obtener los conocimientos suficientes para iniciarme en el mundo de los drones.

Siempre he mostrado interés por las nuevas tecnologías. No en balde, construí un robot seguidor hace 6 años, como mi primera experiencia en este campo. Ahora he podido participar en este proyecto, ocupándome de la parte electrónica. Todo esto me ha decidido para realizar un máster en automática para el próximo año.

9.1 Mejoras futuras

Una vez finalizado el proyecto y hecho el balance de los resultados obtenidos, es momento de analizar qué mejoras se pueden añadir al diseño propuesto. Es por eso que en un futuro se pretende:

- Añadir una cámara al dron para poder realizar fotografías y filmaciones.
- Realizar el estudio dinámico mediante Simulink, para así poder tener en cuenta las fuerzas de fricción y diseñar unos controladores PID que se ajusten al comportamiento real del aparato.
- Llevar a cabo un diseño electrónico propio de la placa de control.
- Añadir una batería que ofrezca mejores prestaciones, con el objetivo de mantener el vuelo durante más tiempo, para poder realizar grabaciones más largas; o tomar un buen número de fotografías.

Agradecimientos

Como punto final a esta memoria, se considera oportuno dedicar un capítulo al reconocimiento al apoyo prestado durante la realización del proyecto.

En primer lugar, quiero agradecer las directrices, explicaciones y consejos aportados por Emilio Angulo Navarro, como director de este proyecto. Por otra parte, también ha sido de gran ayuda la realización en común de diversas partes con la colaboración de mi compañero Javier Jané Verdú.

En segundo lugar, dar las gracias a María Magdalena Pastor, por ayudarnos a contactar con otros profesores para fijar las pruebas a realizar. De igual manera, se agradece la colaboración de José Luis Tejedo, profesor del departamento de mecánica, quién nos prestó la maquinaria necesaria para llevar a cabo las pruebas mecánicas.

Por último, quiero agradecer los ánimos y confianza recibidos por parte de mis familiares y mis amigos durante estos seis meses.

Bibliografía

Referencias bibliográficas

- [1] Tipos de drones [en línea]. Disponible en: <http://www.minidrons.com/ucav-uavs-tipos-drones/>
- [2] Defikopter [en línea]. Disponible en: <http://www.infobae.com/2014/10/29/1605167-el-drone-ambulancia-que-salva-vidas/>
- [3] Cámaras multispectrales en drones [en línea]. Disponible en: <http://dronespain.pro/camaras-multispectrales-en-drones/>
- [4] MEMS. Disponible en: <https://www.mems-exchange.org/MEMS/what-is.html>
- [5] Modelado dinámico en coordenadas lineales [en línea]. Disponible en: www.monografias.com/trabajos-pdf5/analisis-matematico-helicoptero-cuatro-motores-seguimiento-movil-a-r-dron/analisis-matematico-helicoptero-cuatro-motores-seguimiento-movil-a-r-dron.shtml
- [6] Referencias no galileanas o no inerciales [Blog]. Disponible en: <http://andrew.gibiansky.com/blog/physics/quadcopter-dynamics/>
- [7] Ali Emadi. Handbook of automotive power electronics and motor drives. ISBN: 0-8247-2361-9
- [8] Conmutación de los motores *brushless* por fuerza contraelectromotriz [en línea]. Disponible en: <http://www.digikey.com/es/articles/techzone/2013/jun/controlling-sensorless-bldc-motors-via-back-emf>
- [9] Transferencia de datos entre placa de control y controlador de velocidad: PWM, Oneshot y Multishot [en línea]. Disponible en: <https://quadmeup.com/pwm-oneshot125-oneshot42-and-multishot-comparison/>
- [10] Baterías LiPo [en línea]. Disponible en: <http://www.cochesrc.com/conceptos-basicos-baterias-lipo-tension-capacidad-descarga-y-conexion-de-elementos-a2627.html>
- [11] Tecnologías de espectro ensanchado [en línea]. Disponible en: https://en.wikipedia.org/wiki/Frequency-hopping_spread_spectrum

[12] Diferencia entre PPM i SBUS[en línea]. Disponible en: <http://www.dronetrest.com/t/sbus-or-ppm-which-is-better/1356>

[13] Normativa RoHS para elementos electrónicos [en línea]. Disponible en: <http://www.digikey.com/us/es/environmental/rohs-faq.html>

Bibliografía complementaria

[14] Aplicaciones y usos de los drones [En línea]. Disponible en: http://www.iuavs.com/pages/aplicaciones_y_usos

[15] Historia de los drones [En línea]. Disponible en: <http://drones.uv.es/origen-y-desarrollo-de-los-drones/>

[16] Modelado matemático [Revista]. Disponible en: <http://revistas.utp.edu.co/index.php/revistaciencia/article/viewFile/8195/5613>

[17] Diferencias entre *brushless* y *brushed* [En línea]. Disponible en: <http://www.orientalmotor.com/technology/articles/AC-brushless-brushed-motors.html>

[18] Datos y características de un motor *brushless* [En línea]. Disponible en: <http://maxterdrone.com/es/blog/motores-para-drones-que-necesitas-saber-n18>

[19] Comparativa entre motores de rotor interior y de rotor exterior [En línea]. Disponible en: <http://rcadvisor.com/inrunner-vs-outrunner-motors>

[20] Controladores electrónicos de velocidad [En línea]. Disponible en: <http://www.quadruino.com/guia-2/materiales-necesarios-1/esc>

[21] Brushless Motors: magnetic design, performance and control . Dr Duane Hanselman. ISBN 978-0-9826926

[22] Implementación de un dron cuadricóptero con Arduino, José Etxeberria Méndez, Trabajo de Fin de Grado, UPN, 2015.

[23] Diferencias entre *BLHeli* y *SimonK* [En línea]. Disponible en: <http://dronesdecarreras.com/firmware-blheli-o-simonk/>

[24] Reductor de voltaje [En línea]. Disponible en: <http://aeromodelismoelectrico.blogspot.com.es/2012/06/esc-y-becubec.html>

[25]Diferencias entre un BEC lineal y un reductor *Buck* [En línea]. Disponible en: <http://dronesdecarreras.com/switching-bec-vs-linear-bec/>

[26]Parámetros de las hélices [En línea]. Disponible en: <http://dronesdecarreras.com/gemfan-5030-6030-5045-diferencias-entre-las-diferentes-helices-para-mini-quads/>

[27]Protocolo serie S-Bus [En línea]. Disponible en: <http://www.robotmaker.eu/ROBOTmaker/quadcopter-3d-proximity-sensing/sbus-graphical-representation>

[28]Diferencias entre PPM y PWM. [En línea]. Disponible en: <http://www.endurance-rc.com/ppmtut.php>

[29]Bus serie UART. [En Línea]. Disponible en: <https://www.freebsd.org/doc/en/articles/serial-uart/>

[30] Futaba SBUS. [En línea]. Disponible en: <http://www.futabarc.com/>

[31]PPM, PWM y SBUS. [En línea]. Disponible en: <http://www.dronetrest.com/t/rc-radio-control-protocols-explained-pwm-ppm-pcm-sbus-ibus-dsmx-dsm2/1357>

[32]Diferencias entre MPU 6000 y MPU 6050. [En línea]. Disponible en: <https://www.invensense.com/wp-content/uploads/2015/02/MPU-6000-Datasheet1.pdf> mpu 6050 vs MPU 6000

[33] Diferencias entre Naze32 y SPRacingF3. [En línea]. Disponible en: <http://fpvmania.es/la-rival-de-naze32-sp-racing-f3/>

[34] Impacto ambiental policarbonato. [En línea]. Disponible en: <https://www.quiminet.com>

[35] Joaquim Agulló i Batlle. Mecànica de la partícula i del sòlid rígid. Publicacions OK punt. ISBN 84-920850-6-1

[36] Dominique Paret. El bus I2C: De la teoría a la práctica. Editorial Parainfo. ISBN: 84-283-2189-2.

[37]Comparativa entre alternativas propuestas. [En línea]. Disponible en: www.banggood.com.

[38] Dependencia entre el coeficiente de sustentación y el ángulo de ataque. [En línea]. Disponible en: <http://www.manualvuelo.com/PBV/PBV17.html>

[39] Tecnología AFHDS 2A. [En línea]. Disponible en: <http://www.hobbyreal.com/es-flysky-fs-i6-2-4g-6ch-afhds-2a-rc-emisora-con-fs-ia6-receptor-p238916.htm>

[40] Normativa del uso de los drones. [En línea]. Disponible en: http://www.seguridadeaerea.gob.es/lang_castellano/cias_empresas/trabajos/rpas/marco/default.aspx

[41] Sensor de ultrasonidos (Sonar). [En línea]. Disponible en: <http://howtomechatronics.com/tutorials/arduino/ultrasonic-sensor-hc-sr04/>

[42] Magnetómetro. [En línea]. Disponible en: <http://www.ardumania.es/brujula-digital-hmc5883l/>

[43] Acelerómetro y giroscopio [En línea]. Disponible en: <http://robologs.net/2014/10/15/tutorial-de-arduino-y-mpu-6050/>

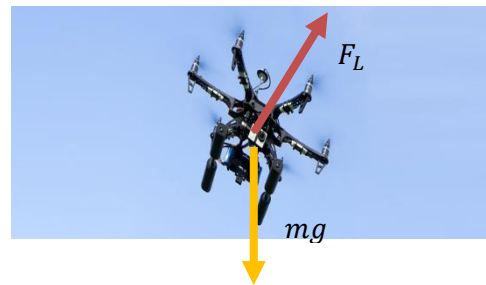
Anexo 1. Desarrollo de las ecuaciones dinámicas.

Para poder encontrar plantear el equilibrio de fuerzas del modelo de Newton, es necesario encontrar el vector de empuje para cualquier orientación posible del dron. Para ello se le aplicarán las siguientes rotaciones en el espacio:

$$R_x^\phi = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos \phi & -\sin \phi \\ 0 & \sin \phi & \cos \phi \end{bmatrix} \quad R_y^\theta = \begin{bmatrix} \cos \theta & 0 & \sin \theta \\ 0 & 1 & 0 \\ -\sin \theta & 0 & \cos \theta \end{bmatrix} \quad R_z^\psi = \begin{bmatrix} \cos \Psi & -\sin \Psi & 0 \\ \sin \Psi & \cos \Psi & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}$$

Vector de empuje en una referencia fija al dron:

$$\bar{F}_L = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ F_L \end{bmatrix}$$



Haciendo una composición de las tres rotaciones, se obtiene la expresión de una rotación general en el espacio:

Figura A.1. Representación de los vectores de fuerza para cualquier orientación del dron. Fuente: www.contufamilia.es

$$R_T = R_z^\psi \cdot R_y^\theta \cdot R_x^\phi$$

$$= \begin{bmatrix} \cos \theta \cdot \cos \Psi & \sin \phi \cdot \sin \theta \cdot \cos \Psi - \cos \phi \cdot \sin \Psi & \sin \phi \cdot \sin \Psi + \sin \theta \cdot \cos \phi \cdot \cos \Psi \\ \sin \Psi \cdot \cos \theta & \cos \Psi \cdot \cos \phi + \sin \Psi \cdot \sin \theta \cdot \sin \phi & -\cos \Psi \cdot \sin \phi + \sin \theta \cdot \cos \phi \cdot \sin \Psi \\ -\sin \theta & \sin \phi \cdot \cos \theta & \cos \phi \cdot \cos \theta \end{bmatrix}$$

(Ec. 39)

De este modo ya se puede obtener el vector de fuerzas de empuje, para cualquier orientación en el espacio, en una referencia fija a la Tierra:

$$\bar{F}_{LT} = R_T \cdot \bar{F}_L = \begin{bmatrix} F_L \cdot (\sin \phi \cdot \sin \Psi + \cos \Psi \cdot \cos \phi \cdot \sin \theta) \\ F_L \cdot (\sin \Psi \cdot \sin \theta \cdot \cos \phi - \sin \phi \cdot \cos \Psi) \\ \cos \theta \cdot \cos \phi \end{bmatrix} \quad (\text{Ec. 40})$$

Ahora ya se puede aplicar el Teorema de la cantidad de movimiento, definido en la ecuación 2, donde:

$$m \cdot \bar{a} = \begin{bmatrix} m \cdot \ddot{x} \\ m \cdot \ddot{y} \\ m \cdot \ddot{z} \end{bmatrix} \quad y \quad \sum F_{ext} = \bar{F}_{LT} - mg \quad (\text{Ecs. 41 y 42})$$

Relacionando las ecuaciones 40, 41 y 42, ya se puede llegar a las expresiones finales del movimiento, en un sistema de coordenadas lineales:

$$\ddot{x} = \frac{F_L}{m} \cdot (\sin \Theta \cdot \cos \Psi \cdot \cos \phi + \sin \Psi \cdot \sin \phi) \quad (\text{Ec. 43})$$

$$\ddot{y} = -\frac{F_L}{m} \cdot (\sin \phi \cdot \cos \Psi - \sin \Psi \cdot \sin \Theta \cdot \cos \phi) \quad (\text{Ec. 44})$$

$$\ddot{z} = \frac{F_L}{m} \cdot (\cos \phi \cdot \cos \Theta) - g \quad (\text{Ec. 45})$$

Anexo 2. Resultados de las pruebas de motores.

Empuje y corriente

RPM real (rpm)	ω (rad/s)	ω^2 (rad ² /s ²)	Lectura Báscula (g)	Fuerza lift (N)	Corrientes (A)	Voltaje (V)
10165	1064,47631	1133109,82	16,70	0,163827	0,050	16,20
11780	1233,59872	1521765,79	42,30	0,414963	0,50	16,20
13357	1398,74177	1956478,54	81,50	0,799515	1,1	16,12
14364	1504,19456	2262601,28	126,5	1,24097	2,1	16,00
16644	1742,9556	3037894,24	180,3	1,76874	3,2	15,82
18620	1949,88184	3802039,19	230,0	2,25630	4,7	15,65
20615	2158,79775	4660407,73	330,0	3,23730	6,5	15,42

Tabla A.1. Resultados de las pruebas de corriente y de empuje de los motores. Fuente: propia.

Par

RPM real (rpm)	ω (rad/s)	Lectura Báscula (g)	Par (N·m)
10165	1064,47631	2,50	0,0030000
11780	1233,59872	5,60	0,006720
13357	1398,74177	8,40	0,01008
14364	1504,19456	12,3	0,01476
16644	1742,9556	15,7	0,01884
18620	1949,88184	16,4	0,01968
20615	2158,79775	21,3	0,02556

Tabla A.2. Resultados de las pruebas de par motor. Fuente: propia.

Anexo 3. Detalle de las simulaciones del PID

Acción PID				Error	Int. Error	Der. Error	Output	Roll °	Output P	Output I	Output D
w1cw	w2ccw	w3cw	w4ccw								
				0,78539816	0,0007854	0	56,1559687	0	56,1559687	0	0
56,1559687	56,1559687	-56,155969	-56,155969	0,78536454	0,00157076	-0,0336253	55,514684	0,00192659	56,1535645	0	-0,6388805
55,514684	55,514684	-55,514684	-55,514684	0,78529767	0,00235606	-0,0668666	54,8783183	0,00575776	56,1487835	0	-1,2704652
54,8783183	54,8783183	-54,878318	-54,878318	0,78519794	0,00314126	-0,0997268	54,246843	0,01147169	56,141653	0	-1,89481
54,246843	54,246843	-54,246843	-54,246843	0,78506574	0,00392632	-0,132209	53,6202295	0,0190467	56,1322001	0	-2,5119706
53,6202295	53,6202295	-53,620229	-53,620229	0,78490142	0,00471123	-0,1643159	52,9984492	0,02846131	56,1204515	0	-3,1220023
52,9984492	52,9984492	-52,998449	-52,998449	0,78470537	0,00549593	-0,1960505	52,3814739	0,03969418	56,1064339	0	-3,72496
52,3814739	52,3814739	-52,381474	-52,381474	0,78447795	0,00628041	-0,2274157	51,7692751	0,05272414	56,0901737	0	-4,3208985
51,7692751	51,7692751	-51,769275	-51,769275	0,78421954	0,00706463	-0,2584143	51,161825	0,06753019	56,0716971	0	-4,9098721
51,161825	51,161825	-51,161825	-51,161825	0,78393049	0,00784856	-0,2890492	50,5590953	0,08409149	56,05103	0	-5,4919348
50,5590953	50,5590953	-50,559095	-50,559095	0,78361117	0,00863217	-0,3193232	49,9610582	0,10238736	56,0281984	0	-6,0671402
49,9610582	49,9610582	-49,961058	-49,961058	0,78326193	0,00941543	-0,349239	49,3676859	0,12239728	56,0032278	0	-6,6355419
49,3676859	49,3676859	-49,367686	-49,367686	0,78288313	0,01019832	-0,3787996	48,7789508	0,1441009	55,9761437	0	-7,1971929
48,7789508	48,7789508	-48,778951	-48,778951	0,78247512	0,01098079	-0,4080077	48,1948253	0,16747802	55,9469711	0	-7,7521458
48,1948253	48,1948253	-48,194825	-48,194825	0,78203825	0,01176283	-0,436866	47,6152819	0,1925086	55,9157352	0	-8,3004533
47,6152819	47,6152819	-47,615282	-47,615282	0,78157288	0,0125444	-0,4653772	47,0402934	0,21917275	55,8824607	0	-8,8421673
47,0402934	47,0402934	-47,040293	-47,040293	0,78107933	0,01332548	-0,4935442	46,4698326	0,24745075	55,8471723	0	-9,3773397
46,4698326	46,4698326	-46,469833	-46,469833	0,78055796	0,01410604	-0,5213696	45,9038723	0,27732302	55,8098944	0	-9,9060221
45,9038723	45,9038723	-45,903872	-45,903872	0,78000911	0,01488605	-0,5488561	45,3423856	0,30877016	55,7706512	0	-10,428266
45,3423856	45,3423856	-45,342386	-45,342386	0,7794331	0,01566548	-0,5760064	44,7853456	0,3417729	55,7294667	0	-10,944121
44,7853456	44,7853456	-44,785346	-44,785346	0,77883028	0,01644431	-0,6028231	44,2327256	0,37631212	55,6863649	0	-11,453639
44,2327256	44,2327256	-44,232726	-44,232726	0,77820097	0,01722251	-0,629309	43,684499	0,41236886	55,6413693	0	-11,95687
43,684499	43,684499	-43,684499	-43,684499	0,7775455	0,01800006	-0,6554665	43,1406392	0,44992433	55,5945034	0	-12,453864
43,1406392	43,1406392	-43,140639	-43,140639	0,7768642	0,01877692	-0,6812985	42,6011199	0,48895986	55,5457906	0	-12,944671
42,6011199	42,6011199	-42,60112	-42,60112	0,7761574	0,01955308	-0,7068073	42,0659147	0,52945693	55,4952539	0	-13,429339

Tabla A.3. Detalle de la simulación del PID de roll. Fuente: propia.

Anexo 4. Software BLHeli Suite.

En esta sección del anexo, se muestra la pantalla principal del software *BLHeli Suite*, que permite ajustar un gran número de parámetros del controlador de velocidad, como son: frecuencia del PWM que el controlador de velocidad recibe de la placa de control, dirección de giro del motor, fuerza de la señal sonora emitida cuando el motor se encuentra parado un cierto tiempo, entre otros.

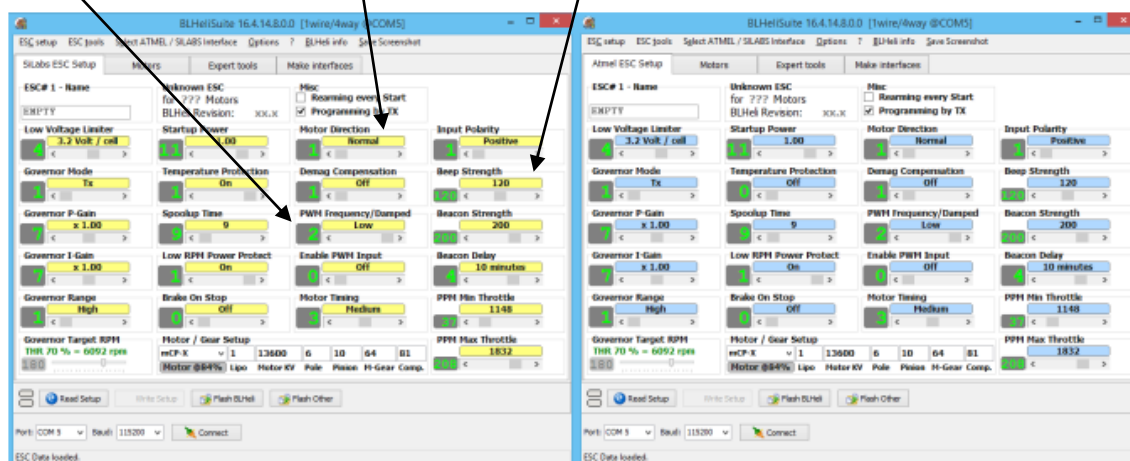


Figura A.2. Pantalla principal del software BLHeli Suite. Fuente: propia

Es necesario recordar que esta es una de las principales diferencias con el firmware *SimonK*, ya que este es totalmente cerrado y no admite ningún tipo de ajuste.

Anexo 5. Relación de la autonomía de los modelos 1 y 5 de batería. Pruebas de vuelo.

Rotaciones de roll y pitch

A partir del diagrama del sólido libre, se tiene la ecuación:

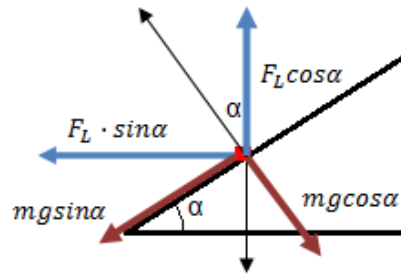


Figura A.3. Diagrama del sólido libre para una inclinación de roll/pitch. Fuente: propia.

$$\frac{F_{L\text{ MODELO }1} \cdot \sin \alpha}{m_{\text{MODELO }1}} = \frac{F_{L\text{ MODELO }5} \cdot \sin \alpha}{m_{\text{MODELO }5}} \longrightarrow \frac{F_{L\text{ MODELO }1}}{m_{\text{MODELO }1}} = \frac{F_{L\text{ MODELO }5}}{m_{\text{MODELO }5}} \quad (\text{Ecs. 46 y 47})$$

Aplicando a cada motor la ecuación 28, en qué $F_L = K_L \cdot \omega^2$, se tiene que:

$$(\omega_1^2 + \omega_2^2 + \omega_3^2 + \omega_4^2)_{\text{MODELO }1} = \frac{m_{\text{MODELO }1}}{m_{\text{MODELO }5}} \cdot (\omega_1^2 + \omega_2^2 + \omega_3^2 + \omega_4^2)_{\text{MODELO }5} \quad (\text{Ec. 48})$$

Si se hace lo mismo con la ecuación 30, de forma que $I = \sum_{i=1}^4 K_I \cdot \omega_i^2$, se obtiene:

$$I_{\text{MODELO }1} = \frac{m_{\text{MODELO }1}}{m_{\text{MODELO }5}} \cdot I_{\text{MODELO }5} \quad (\text{Ec. 49})$$

Calculando el tiempo de vuelo como $t = \frac{\text{Capacidad}}{\text{Intensidad}}$, se llega a la conclusión de que:

$$\frac{T.vuelo_{\text{MODELO }5}}{T.vuelo_{\text{MODELO }1}} = \frac{\frac{1,8}{I_{\text{MODELO }5}}}{\frac{1,3}{I_{\text{MODELO }5} \frac{m_{\text{MODELO }1}}{m_{\text{MODELO }5}}}} = \frac{1,571}{1,3} \approx 1,2 \quad (\text{Ec. 50})$$

Por tanto, el modelo 5 de batería, dura alrededor de un 20% más que el modelo 1; para los movimientos de pitch y roll.

Rotación de yaw

Igualmente, a partir del diagrama del sólido libre, se llega a la ecuación 35:



Figura A.4. Diagrama del sólido libre para un movimiento en el eje vertical. Fuente: propia.

$$F_{L_{MODELO5}} - m_{MODELO5} \cdot g = \frac{m_{MODELO5}}{m_{MODELO1}} \cdot (F_{L_{MODELO1}} - m_{MODELO1} \cdot g) \quad (\text{Ec. 51})$$



$$\frac{F_{L_{MODELO5}}}{F_{L_{MODELO1}}} = \frac{m_{MODELO5}}{m_{MODELO1}} \longrightarrow \frac{I_{MODELO1}}{I_{MODELO5}} = \frac{m_{MODELO1}}{m_{MODELO5}}$$

A partir de aquí, siguiendo el mismo planteamiento que en el caso de pitch y roll, se determina la relación entre los tiempos de vuelo para un giro de yaw:

$$\frac{T.vuelo_{MODELO5}}{T.vuelo_{MODELO1}} = \frac{1,57}{1,3} \quad (\text{Ec. 52})$$

Por tanto, en los 3 casos se tiene que el modelo 5 tiene una autonomía alrededor de un 20% superior.

Esto se comprobó más tarde, con simulaciones de vuelo, donde se consiguió un tiempo de vuelo medio de 643 segundos para el modelo 1 y de 790 segundos para el modelo 5.

$$\% \text{error pruebas de vuelo} = \frac{790 - 643 \cdot 1,2}{643 \cdot 1,2} \cdot 100 \approx 2,39\% \quad (\text{Ec. 53})$$

Anexo 6. Normativa.

En primer lugar, dentro del ámbito legal, cabe distinguir entre los drones usados profesionalmente, con fines militares o comerciales y, por otra parte, aquellos cuya finalidad es un acto lúdico o deportivo. Dentro de este ámbito, los primeros son conocidos como drones, mientras que los segundos se conocen como aeromodelos, y su uso queda regido por distintas leyes.

Respecto a los drones, encontramos ciertas restricciones sobre el uso de dichas aeronaves:

- Ley 18/2014, publicada el 17 de octubre del 2014. Dentro de la sección 6 de esta, concretamente el artículo 50, donde se establecen medidas y regulaciones para este sector se regulan los trabajos aéreos realizables por estos aparatos, en función del peso de la aeronave, del mismo modo que se establecen las responsabilidades que debe asumir el operador de la misma. Por otra parte, se encuentra el artículo 51 de la misma ley, que representa una modificación de la disposición 48/1960.

Formación de pilotos

Todo piloto de drones por control remoto, debe disponer de unos conocimientos prácticos y teóricos, tal y como se establece en el artículo 50.5.e).

En cuanto a su uso lúdico, es la Real Federación Aeronáutica quien regula su uso. Como norma general, estos no pueden volar por la noche, así como tampoco, a una altura inferior a 100 m, sobre aglomeraciones de gente, núcleos urbanos o lugares con otras aeronaves cerca (aeropuertos, zonas de paracaidismo...).

Anexo 7. Montaje y producto final

Después de invertir horas en el montaje, se consiguió obtener un modelo final:



Figura A.5. Vuelo del modelo construido. Fuente: propia.



Figura A.6. Imagen de detalle del modelo final. Fuente: propia.